TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA LUTY 1939 r. Nr 2

Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. STANISŁAW PIĄTKOWSKI

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 3.50 (dla studiujących zł 2.40), rocznie zł 14.00 (9.60), za granicą zł 20.00. Cena pojedyńczego numeru zł 1.50 (nie dotyczy numerów specjalnych). Wpłaty należy dokonywać na konto PKO Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.— Nr rozrachunku 283.

Wydawca: Inż. STANISŁAW PĘDZICH.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4 m. 66, tel. 705-13, godziny przyjęć: administracja codziennie godz. 10—15; redaktorzy poniedziałki i czwartki 18 — 19.**

SPIS RZECZY:

O pewnej własności charakterystyki śmigieł

Józef Wysocki

Asystent Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie

Prof. L. Crocco[1]) podał pewną przybliżoną zależność między spółczynnikami momentu oporowego i ciągu śmigieł, wynikającą z danych doświadczalnych. Zależność ta jest słuszną w pierwszym przybliżeniu w zakresie ekonomicznej pracy śmigieł. Wzór ujmujący tę zależność jest prosty i może mieć zastosowanie przy wyznaczaniu charakterystyki śmigieł i obliczaniu wyczynów samolotu.

Zajmiemy się porównaniem wyników otrzymanych z tego wzoru z wynikami doświadczalnymi Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie, CAGI[2]) (S. S. S. R.), Service des Recherches de l'Aéronautique[3]) oraz wynikami NACA[4]), dotyczącymi różnych modeli śmigieł zbadanych w tunelu.

Dla śmigła pracującego w ośrodku o gęstości ρ wyrażamy ciąg P i moment M w zależności od spółczynników ψ i μ lub ξ i ζ następująco:[5]):

$$P = \psi \cdot q_0 \pi R^2 = \xi \cdot q \pi R^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

$$M = \mu \cdot q_0 \pi R^3 = \zeta \cdot q \pi R^3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

gdzie

R — promień zewnętrzny śmigła,

ω — prędkość kątowa śmigła,

u — prędkość lotu,

$$q_0 = \frac{\rho(\omega R)^2}{2},$$

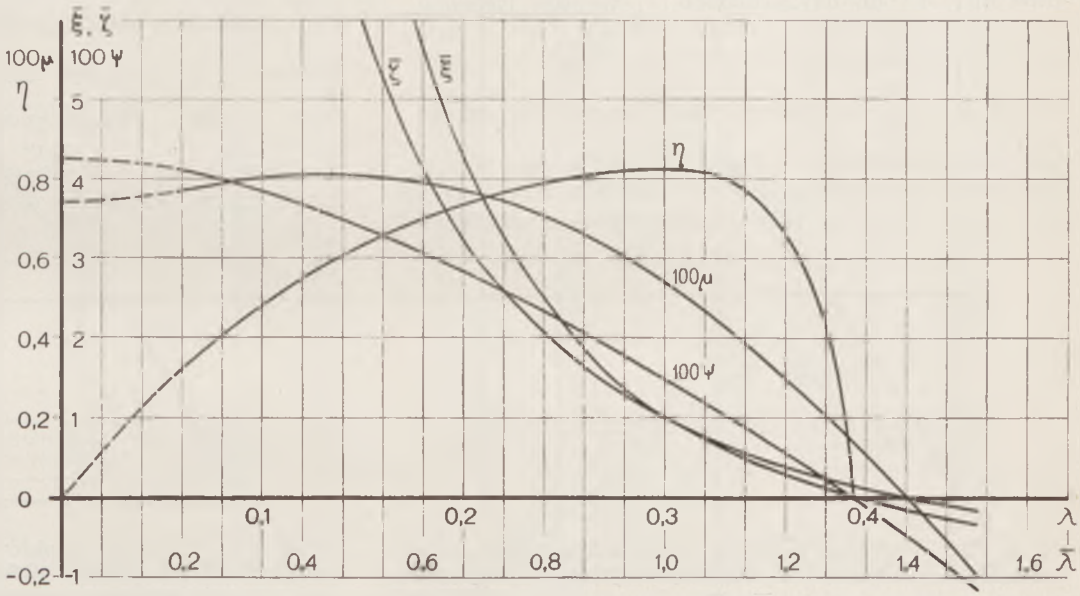
$$q = \frac{\rho u^2}{2}.$$

Między spółczynnikami ciągu ξ i ψ oraz momentu ζ i μ które są funkcjami posuwu

$$\lambda = \frac{u}{\omega R}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

zachodzą następujące związki:

$$\xi = \frac{\psi}{\lambda^2}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$



Rys. 1. Przebieg krzywych $\psi, \mu, \eta = f(\lambda)$ i $\bar{\xi}, \bar{\zeta} = f(\bar{\lambda})$.

$$\zeta = \frac{\mu}{\lambda^2}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

wynikające z (1) i (2).

Zależność między spółczynnikami ξ i ζ nazwiemy *biegunową śmigła.*

Jeżeli oznaczymy maksymalną wartość spółczynnika sprawności przez η_m, odpowiadające zaś wartości spółczynnika ciągu przez ξ_m lub ψ_m, momentu przez ζ_m lub μ_m i posuwu przez λ_m, to *względną biegunową śmigła* nazywać będziemy zależność między spółczynnikami $\bar{\xi}$ i $\bar{\zeta}$, określonymi w następujący sposób:

$$\bar{\xi} = \frac{\xi}{\xi_m} = \frac{\psi}{\psi_m} \cdot \left(\frac{\lambda_m}{\lambda}\right)^2, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

$$\bar{\zeta} = \frac{\zeta}{\zeta_m} = \frac{\mu}{\mu_m} \cdot \left(\frac{\lambda_m}{\lambda}\right)^2; \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

stosunek

$$\bar{\lambda} = \frac{\lambda}{\lambda_m} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

nazwiemy *posuwem względnym.*

[1]) Prof. ing. Luigi Crocco, Una proprieta approssimata delle eliche e sua applicazione al calcolo delle caratteristiche di un motovelivolo. L'Aerotechnica, Vol. XVII, Fasc. 7, 1937, str. 616.

[2]) G. I. Kuzmin i D. W. Chalezow, Diagramy dla projektirowanja wozdusznych wintow z profilami BC-2, Wypusk 137, Moskwa 1933. G. I. Kuzmin. Seria wintow CDB-2. Wypusk 177, Moskwa 1934.

[3]) Section d'Aérodynamique Grande Soufflerie de Paris. Catalogue d'Essais d'Helices, Fascicule Nr 1, Helices Nr 12 à Nr 29, Avril, 1933.

[4]) R. Windler, Tests of a wing-nacelle-propeller combination at several pitch settings up to 42°, NACA Report Nr 564, 1936.

[5]) Spółczynniki ψ i μ przyjęte są przez Instytut Aerodynamiczny w Warszawie.

Na rysunku 1 mamy podaną charakterystykę modelu śmigła w postaci

$$\psi = f(\lambda), \quad \mu = f(\lambda), \quad \eta = f(\lambda)$$

oraz w postaci

$$\overline{\xi} = f(\lambda), \quad \overline{\zeta} = f(\lambda) \quad \text{i} \quad \eta = f(\lambda)$$

(krzywa sprawności w obu wypadkach jest ta sama).

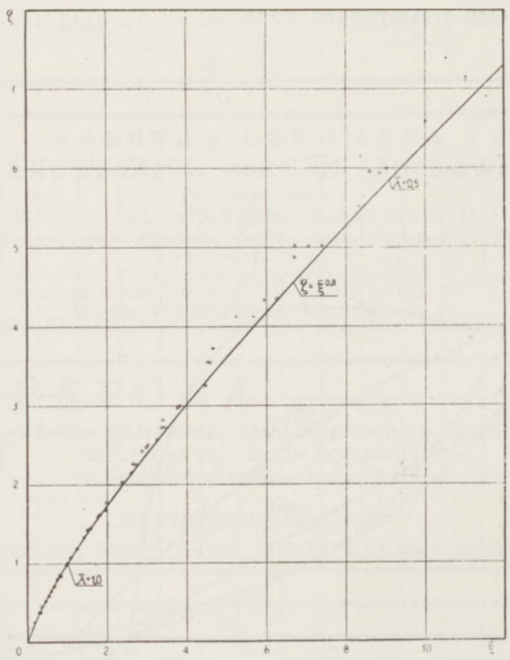
Maksymalnej sprawności η_m odpowiada w jednym wypadku $\lambda = 0{,}3$, zaś w drugim $\lambda = 1$ oraz wartości $\overline{\xi} = \overline{\zeta} = 1$.

Biegunowe względne różnych śmigieł t.zn. o różnych skokach, należących do różnych rodzin, o różnych obrysach, o różnej ilości ramion, przebiegają w obszarze odpowiadającym ekonomicznej pracy śmigieł tak blisko siebie, że można je zastąpić w pierwszym przybliżeniu krzywą

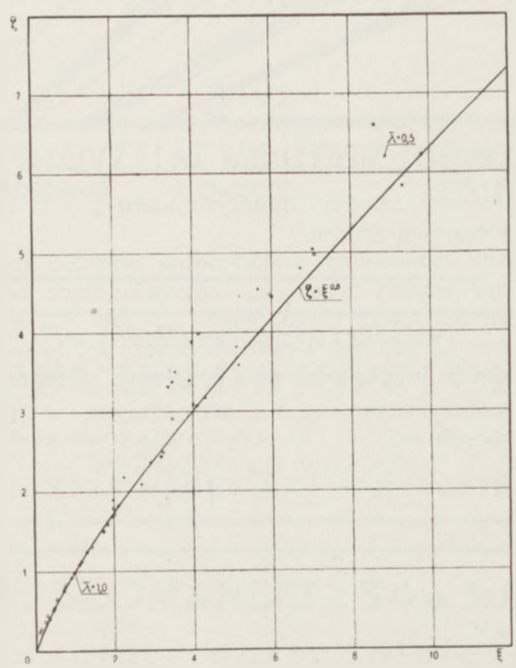
$$\overline{\zeta} = \overline{\xi}^{0{,}8} \qquad (9)$$

ustaloną przez prof. L. Crocco na podstawie materiału doświadczalnego.

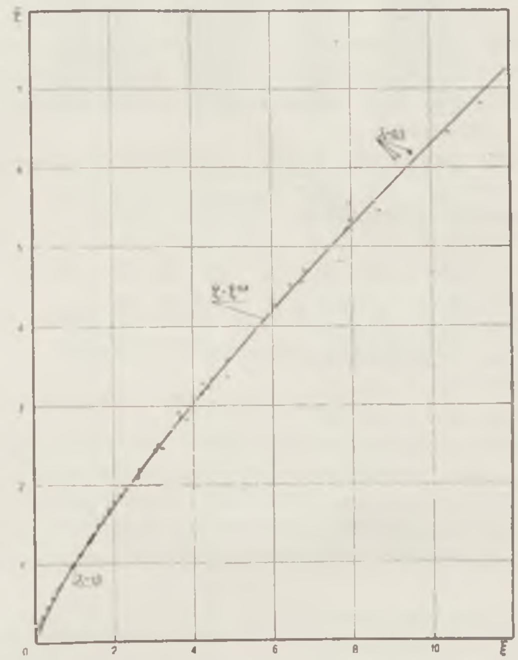
Na rys. 2a, b, c, d mamy naniesione punkty doświadczalne biegunowych względnych różnych śmi-



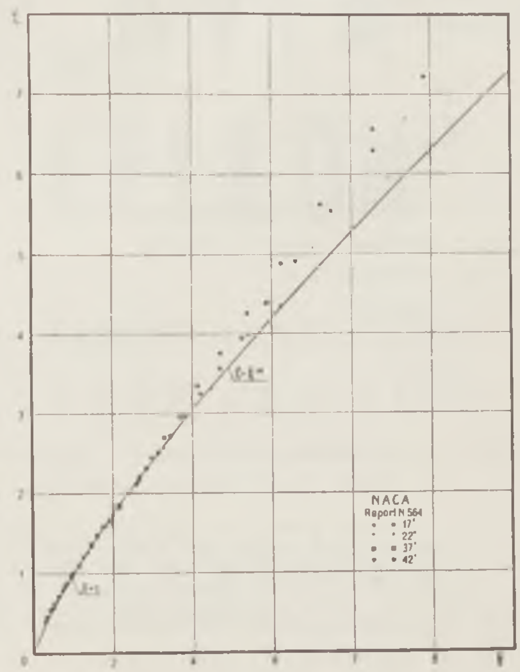
Rys. 2a. Rozkład punktów doświadczalnych modeli śmigieł I. A. względem średniej biegunowej względnej $\overline{\zeta} = \overline{\xi}^{0,8}$



Rys. 2b. Rozkład punktów doświadczalnych modeli śmigieł Ratier względem średniej biegunowej względnej $\overline{\zeta} = \overline{\xi}^{0,8}$



Rys. 2c. Rozkład punktów doświadczalnych modeli śmigieł CDB-1, CDB-2 (CAGI) względem średniej biegunowej względnej $\overline{\zeta} = \overline{\xi}^{0,8}$.



Rys. 2d. Rozkład punktów doświadczalnych modeli śmigieł NACA (Report Nr 564) względem średniej biegunowej względnej $\overline{\zeta} = \overline{\xi}^{0,8}$.

gieł i poprowadzoną krzywą o równaniu (9), którą nazwiemy *średnią względną biegunową.*

Każdemu punktowi biegunowej względnej danego śmigła odpowiada pewna wartość posuwu względnego λ. Ze wzrostem ξ i ζ wartość λ maleje. Posuw względny λ odgrywa tu podobną rolę, jak kąt natarcia na biegunowej płata.

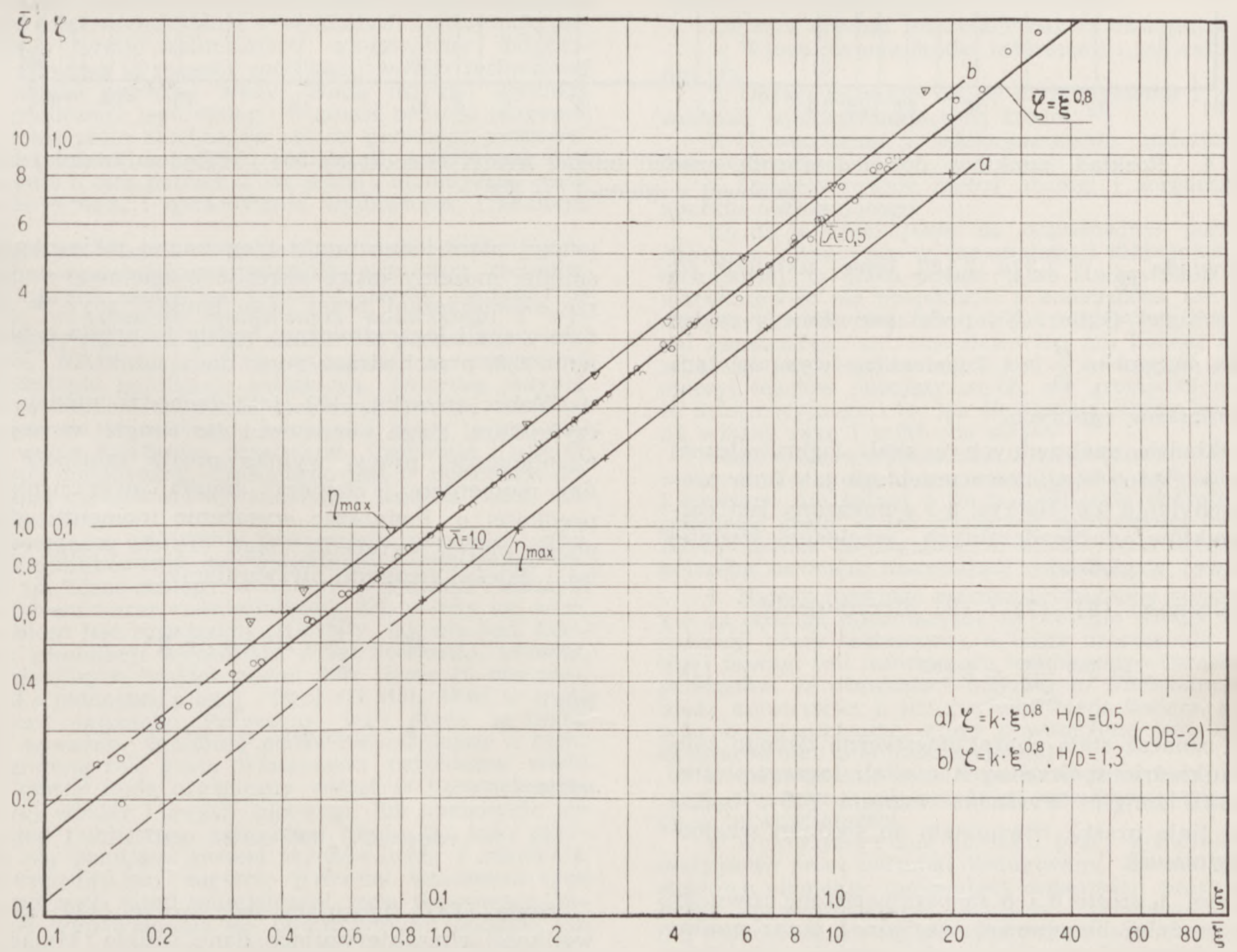
Na rys. 2a mamy przedstawiony rozkład punktów doświadczalnych biegunowych względnych, dotyczących różnych modeli śmigieł o średnicy $D = 0{,}8$ m, o skokach $\frac{H}{D} = 0{,}5 \div 1{,}25$, zbadanych przez IA w tunelu o średnicy 2,5 m przy prędkościach wiatru $u = 3 \div 60$ m/sek. i przy obrotach śmigieł $n = 1400 \div 2800$ obr/m.

Rys. 2b przedstawia rozkład punktów doświadczalnych biegunowych względnych modeli śmigieł metalowych Ratier (Service des Recherches de l'Aéronautique), o średnicy $D = 1{,}5$ m, o skokach $\frac{H}{D} = 0{,}523 \div 1{,}5$ (oznaczone kółkami) i o skokach $\frac{H}{D} > 1{,}5$ (oznaczone krzyżykami). Modele tych śmigieł były zbadane przy prędkościach wiatru $u = 4{,}5 \div 78$ m/sek i przy obrotach śmigieł $n = 1800 \div 6000$ obr/m.

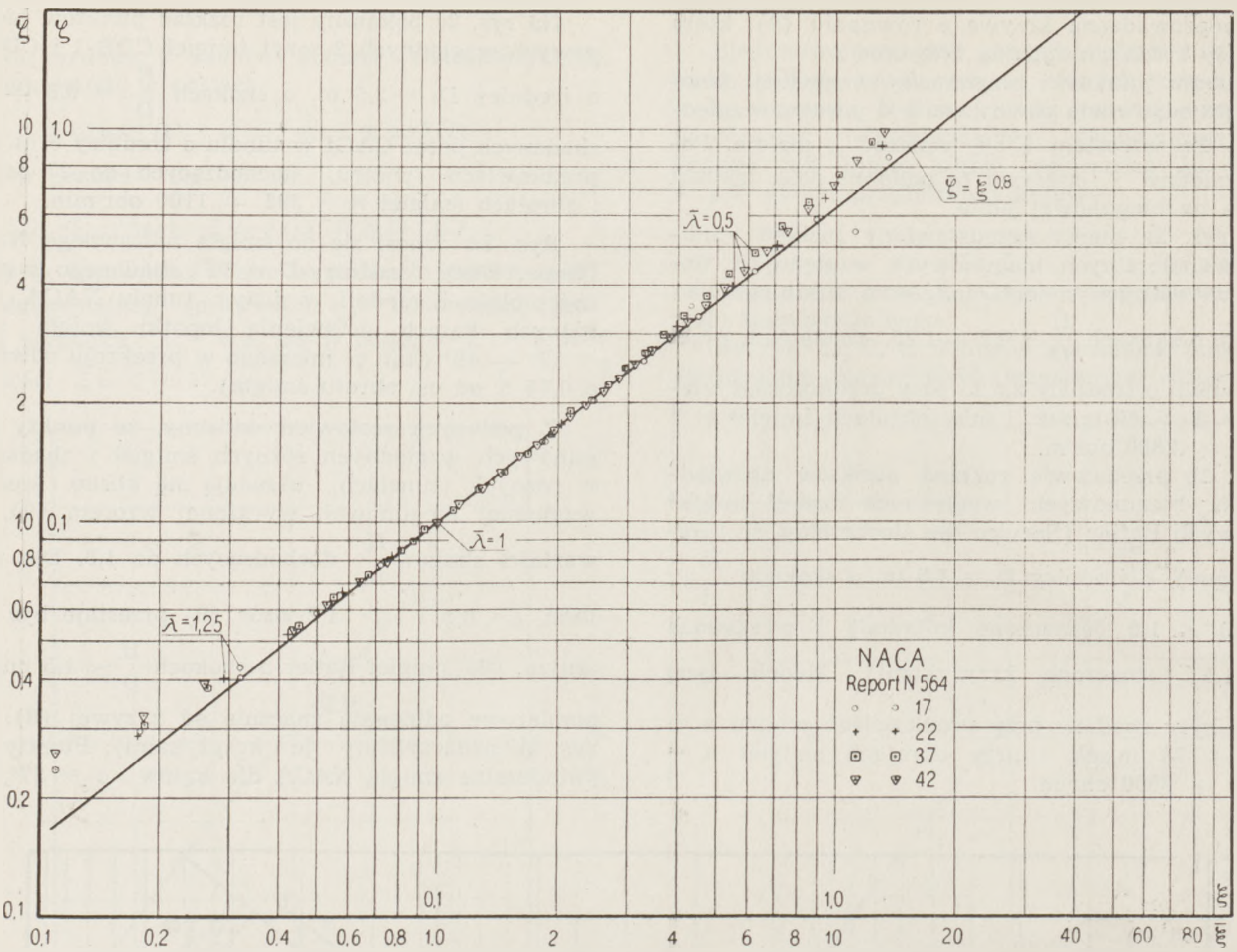
Na rys. 2c pokazany jest rozkład punktów biegunowych względnych 2 seryj śmigieł CDB-1 i CDB-2, o średnicy $D = 2.5$ m, o skokach $\frac{H}{D} = 0{,}5 \div 1{,}3$, zbadanych przez CAGI w tunelu o średnicy 6 m przy prędkościach wiatru, dochodzących do 27 m/sek. i obrotach śmigieł $n = 395 \div 1100$ obr/min.

Rys. 2d odnosi się do śmigła nastawnego NACA (Report 564) o średnicy $D = 38''$, zbadanego w obecności płata i gondoli w dużym tunelu NACA, przy różnych kątach ustawienia łopatki śmigła $\varphi = 17^0 \div 42^0$ (kąt φ mierzono w przekroju odległym o 0,75 R od osi obrotu śmigła).

Z podanych zestawień widzimy, że punkty biegunowych względnych różnych śmigieł i zbadanych w różnych tunelach, układają się blisko średniej względnej biegunowej, wyrażonej wzorem (9), dla wartości skoków $\frac{H}{D}$ dochodzących do 1,5. Dla wartości $\lambda < 0{,}5$ i $\lambda > 1{,}2$ wzór (9) przestaje być słusznym. Dla śmigieł Ratier o skokach $\frac{H}{D} > 1{,}5$ punkty pomiarowe odbiegają znacznie od krzywej (9), (na rys. 2b oznaczyliśmy je krzyżykami). Punkty doświadczalne śmigła NACA dla kątów $\varphi = 37^0, 42^0$,



Rys. 3. Rozkład punktów doświadczalnych modeli śmigieł CAGI względem średniej biegunowej względnej $\bar\zeta = \bar\xi^{0,8}$ oraz względem biegunowych $\zeta = k \cdot \xi^{0,8}$, $\left(\frac{H}{D} = 0{,}5;\ 1{,}3\right)$



Rys. 4. Rozkład punktów doświadczalnych modeli śmigieł NACA (Report Nr 564) względem średniej biegunowej względnej $\bar{\zeta} = \bar{\xi}^{0,8}$.

co odpowiada $\frac{H}{D}$ = 1,776, 2,122, lepiej układają się niż — śmigieł Ratier. Na podstawie danego materiału dla śmigieł o $\frac{H}{D} > 1{,}5$ nie można wysunąć żadnych wniosków ogólnych.

W układzie spółrzędnych o skali logarytmicznej średnia względna biegunowa przebiega jak linia prosta o nachyleniu 0,8. Na rys. 3 i 4 pokazany jest rozkład punktów doświadczalnych względem średniej biegunowej względnej.

Z zależności (6), (7) i (9) otrzymujemy:

$$\zeta = \xi^{0,8} \frac{\bar{\zeta}_m}{\bar{\xi}_m^{0,8}} = k\, \xi^{0,8}, \qquad (10)$$

gdzie k oznacza stałą charakterystyczną danego śmigła. W układzie spółrzędnych o skali logarytmicznej biegunowa śmigła, wyrażona wzorem (10), będzie również linią prostą, równoległą do średniej względnej biegunowej.

Na rys. 3 proste a i b są poprowadzone równolegle do średniej biegunowej względnej przez punkty doświadczalne biegunowych śmigieł o skoku $\frac{H}{D}$ = 0,5; 1,3, należących do serii CDB-2. Widzimy, że punkty doświadczalne układają się na linii prostej; mając zatem jeden punkt biegunowej jakiegokolwiek śmigła, możemy łatwo określić biegunową w obszarze ekonomicznej pracy tego śmigła, gdyż w układzie o skali logarytmicznej będzie to prosta o nachyleniu 0,8, przechodząca przez dany punkt.

Wobec związku (10), jaki zachodzi między spółczynnikami ciągu i momentu dla śmigieł w obszarze ekonomicznej pracy, wynika prosta zależność między momentem i ciągiem śmigła oraz ciśnieniem prędkości q. Podnosząc wyrażenie momentu (2) do potęgi piątej, wyrażenie ciągu (1) do potęgi czwartej i dzieląc stronami otrzymujemy:

$$M^5 = \frac{\bar{\zeta}^5}{\bar{\xi}^4} \cdot P^4 \cdot q \cdot \pi R^7$$

lub

$$M^5 = \text{const} \cdot q \cdot P^4 \qquad (12)$$

gdzie

$$\text{const} = \frac{\bar{\zeta}^5}{\bar{\xi}^4} \pi R^7 = k^5 \cdot \pi R^7 \qquad (13)$$

Stała (13), figurująca we wzorze (12), zawiera wielkości charakteryzujące dane śmigło. Mając moment M i gęstość ośrodka ρ znajdujemy zależność między ciągiem P i prędkością lotu u. Wzór ten może znaleźć zastosowanie do obliczania wyczynów samolotu.

On Some Properties of the Airscrew Characteristic

Summary

Prof. L. Crocco has given the approximate relation (9) between the coefficient of moment and that of thrust of an airscrew, which are defined by the equations (6) and (7). This relation has been called the *mean relative polar* of the airscrew. As a first approximation the relation is true over the range of economic utilization for airscrews belonging to different families, with different pitch, blade shape, and number of blades.

A consequence of equations (6), (7) and (9) is the relation (10), where k is a constant characteristic for the given airscrew; the formula (12) is derived from (1), (2) and (10).

In the present paper the comparison is driven between experimental results obtained at the Warsaw Aerodynamic Institute (Fig. 2a), the C.A.G.I.[2]) (Fig. 2c), the Service des Recherches de l'Aéronautique[3]) (Fig. 2b), and the N.A.C.A.[4]) (Fig. 2d). It appears that equation (9) is valid for airscrews having a pitch ratio $H/D < 1{,}5$; for greater values $H/D > 1{,}5$ the experimental data are no more conform to the equation. In logarithmic coordinates the polars expressed by (9) and (10) (Fig. 3 and 4) appear as straight lines with a slope of 0,8; the experimental results are plotted on the same diagrams.

Znaczenie obsługi informacyjnej w technice

W tym krótkim artykule nie będę się kusił o wyczerpujące opracowanie tematu, ograniczając się jedynie do ogólnego omówienia sprawy i sformułowania zasadniczych tez. Intencją moją jest wywołanie dyskusji wśród inżynierów pracujących w lotnictwie, dla rozwoju którego należyte potraktowanie sprawy obsługi informacyjnej ma specjalnie doniosłe znaczenie jako dla dziedziny techniki stosunkowo młodej, posiadającej wielkie możliwości rozwojowe.

W teorii ustaliło się przekonanie, że ludzie pracujący w technice już dość dawno zerwali ze średniowieczną zasadą zachowywania swego dorobku zawodowego w postaci zatajonych i dla osobistego jedynie użytku przeznaczonych formuł i recept technicznych. Publikowanie zdobyczy technicznych zarówno naukowo-badawczych jak i praktyczno-produkcyjnych stało się pozornie rzeczą powszechną i obowiązującą fachowców. Publikowanie to odbywało się początkowo drogą osobistego ustnego rozpowszechniania w wykładach i odczytach, następnie w formie technicznych wydawnictw książkowych. Obydwa te sposoby publikacji wiedzy technicznej mają jednak poważne wady. Wadą ustnego wykładu jest ograniczony jego zasięg i trudność pełnego przyswojenia sobie przez słuchaczów całości podanego przez wykładowcę materiału. Wadą publikacji książkowej jest opóźnienie o czas potrzebny na pełne i metodyczne opracowanie tematu i opracowania wydawnicze (redakcja, druk).

Dalszym etapem rozwojowym w dziedzinie publikacji jest powstanie wydawnictw czasopism technicznych, których zasięg jest znacznie szerszy (taniość) od książek, a szybkość opracowania autorskiego i wydawniczego zapewnia pełną aktualność podawanych wiadomości. Nie chcę przez to powiedzieć, że czasopismo może zastąpić publikację książkową, twierdzę jedynie, że ją znakomicie uzupełnia, ponieważ podaje materiał żywy jeszcze, w momencie tworzenia, który to materiał opracowanie książkowe przetwarza, uzupełnia i ujmuje w sposób metodyczny. Czasopismo jest w publikacji nowoczesnej czynnikiem dynamicznym, książka raczej statycznym.

Obecnie są usiłowania rozszerzenia zwyczaju i obowiązku publikowania indywidualnego i zbiorowego dorobku, na liczne zastępy techników o średnim i niższym wykształceniu oraz rzemieślników. Zdawałoby się więc, że problem jest rozwiązany. Niestety, tak nie jest. Obowiązek publikacji wypełniają wciąż jednostki, prawda, że w niektórych krajach nawet dość liczne (u nas nie), ale tylko jednostki, a ogół... Ogół zaś stale tkwi w średniowieczu tajemnic. Przyczyny tego stanu są liczne i dość poważne. Spróbuję podać najważniejsze z nich:

Ogromną rolę grają właściwości psychiczne wielu ludzi, którzy mają organiczny wstręt w uzewnętrznianiu swej wiedzy i swych zdobyczy, lub opanowuje ich lęk przed publicznym zabraniem głosu. Do tego przyczynia się panujący system wychowawczy i szkolenia, nie uwzględniający zupełnie potrzeby wdrożenia tych elementarnych zasad umiejętności życia zbiorowego. Innych od wypowiadania się powstrzymuje lenistwo lub rywalizacja zawodowa, fałszywie zresztą pojęta. Na przeszkodzie staje często interes handlowy przedsiębiorstw przemysłowych, szczególnie większych, a ostatnio wobec wielkiego znaczenia techniki dla spraw zdolności bojowej (potencjału wojennego) — i interes państwowy.

Przeszkodą w adoptacji zdobyczy obcych narodów są też trudności językowe, co szczególnie w obecnej chwili w Polsce daje się dość silnie odczuwać. Brak ułatwień w formie odpowiednio zorganizowanej akcji wydawniczej, zbiornic materiałów źródłowych i danych statystycznych też wpływa odstraszająco na ludzi chcących swą wiedzę publikować. Straty, jakie ponosi świat techniczny z powodu słabo rozwiniętej akcji publikowania zdobyczy wiedzy technicznej i dorobku indywidualnego są tak oczywiste, że bliższego omawiania ich zaniecham. Nie mniejsze jednak straty ponosi technika z powodu nie wykorzystywania tych zdobyczy i tej wiedzy, która już obecnie jest publikowana. Tych strat przede wszystkim należy uniknąć, a sądzę, że uniknąć ich można, stwarzając nową funkcję w zespołowej pracy technicznej, funkcję obsługi informacyjnej, która obecnie jest tolerowana, ale nadal niedoceniona. Dla tej nowej funkcji chcę wywalczyć prawo obywatelstwa.

Zadania obsługi informacyjnej są następujące:

1. Wyszukiwanie źródeł informacji i zakwalifikowanie ich.
2. Opracowywanie metod wykorzystania i zorganizowanie wykorzystania tych źródeł.
3. Gromadzenie i selekcjonowanie materiałów informacyjnych.
4. Opracowywanie metod obsługi i zorganizowanie aparatu obsługującego.

Co do korzyści, jakie da odpowiednio postawiona obługa informacyjna w racjonalizacji zespołowej pracy technicznej, to tylko podam takie stwierdzenie, że jak warsztatowiec nie projektuje, a konstruktor nie prowadzi pracy badawczej, tak też już najwyższy czas żeby ani konstruktor, ani warsztatowiec, ani badacz nie wyszukiwał źródeł potrzebnych mu wiadomości, nie tłumaczył tekstów obcojęzycznych, nie gromadził materiału informacyjnego i to, jak się stosuje, każdy koniecznie na własną rękę i tylko dla siebie.

Odpowiednio wyposażona i zorganizowana komórka informacyjna zrobi to wszystko dla nich szybciej, taniej i napewno nie gorzej a im pozwoli całą energię i czas poświęcić pracy w ich właściwej specjalności fachowej. Ażeby jednak to zagadnienie można było zrealizować, potrzeba zachować następujące warunki:

1. Należy rozwinąć szeroką propagandę korzyści, jakie da obsługa informacyjna w postępie wiedzy i racjonalizacji pracy technicznej, a także propagandę znaczenia i powagi roli informatora technicznego (przełamanie przesądów, że prawdziwy inżynier to warsztatowiec, od biedy konstruktor a już z wielką biedą badacz, nie mówiąc o organizatorze, który powszechnie jest uważany za pracownika administracyjnego).
2. Odpowiednio szkolić personel informacyjny.
3. Stworzenie odpowiednich warunków pracy i płacy w tej specjalności.
4. Wykorzystywanie dorobku pracy komórek informacyjnych przez personel obsługiwany. Bo tak jak podstawowe elementy racjonalnej organizacji pracy zespołowej: sprawozdawczość, kontrola i planowanie nie są nic warte o ile ich się we właściwy sposób nie wykorzystuje, tak i obsługa informacyjna w środowisku, które z niej korzystać nie umie lub nie chce, nic pozytywnego nie da.

Jednym słowem sztuka nie dla sztuki, ale dla ludzi.

Inż. Mieczysław Mioduszewski.

Próby gaźników na stoisku*)

Kilka stosowanych metod ze szczególnym uwzględnieniem charakterystyk składu mieszanki

W. C. Clothier

Z oryginału p.t. „Bench Testing of Carburettors", Aircraft Engineering, September 1938, str. 274 — 281, przetłumaczył inż. J. Rzeczycki.

OD REDAKCJI: Ze względu na rozpoczętą już od półtora roku produkcję gaźników w kraju oraz w związku z koniecznością przeprowadzania badań gaźników na stoisku, bardzo ciekawe będzie zapoznanie się z metodami prób i urządzeniami opublikowanymi przez autora, który, jak widać z umieszczonej na końcu artykułu bibliografii, jest w bliskim kontakcie z Air Ministry (Aeronautical Research Committee).

ROZWAŻANIA OGÓLNE.

Badanie rozwojowe składowych elementów tak skomplikowanego mechanizmu, jakim jest silnik lotniczy, może być w znacznym stopniu i z korzyścią przeprowadzone zdala od silnika jako całości. Studium jakiejkolwiek części jest bardziej kompletne i ulepszenia działania są chętniej wprowadzane, jeżeli nie jest konieczne pędzenie całego silnika. Gaźnik z wielu względów stanowi taki właśnie kompletny zespół, którego działanie może być z powodzeniem studiowane oddzielnie od silnika. Aczkolwiek ostatecznym sprawdzianem własności gaźnika będzie zawsze jego działanie na silniku, to jednak znaczną część elementów jego charakterystyki można przestudiować podczas prób na stoisku, gdzie silnik jest zastąpiony przez instalację podciśnieniową, przy czym tego rodzaju próby mogą dać znacznie więcej korzyści, niż obecnie stosowane.

Celem niniejszego artykułu jest wszechstronne rozpatrzenie metod prób na stoisku, ze szczególnym uwzględnieniem problemów dotyczących określania charakterystyk tworzenia się mieszanki w gaźnikach lotniczych. Metody określania wytrzymałości poszczególnych części gaźnika nie będą tu rozpatrywane, aczkolwiek i w tym wypadku znacznie korzystniej byłoby zamiast kosztownych prób na silniku przeprowadzać próby na stoisku, imitując dla różnych rozważanych części istotne warunki pracy na silniku.

PRZEDMIOT PRÓB

Zadaniem gaźnika jest dozowanie paliwa idącego do silnika z zachowaniem ściśle określonego stosunku do zużywanego powietrza i przy właściwym uwzględnieniu warunków pracy; poza tym powinien on starannie mieszać paliwo z powietrzem oraz zapewnić dostarczanie właściwej mieszanki podczas przyśpieszania i zwalniania biegu (czyli przejść) silnika. Jednakże, o ile autorowi wiadomo, niema jeszcze dostatecznie wypróbowanych metod studiowania charakterystyk przejść gaźnika oddzielnie od silnika, i wobec tego próby na stoisku w znacznej mierze dotyczyć będą pomiarów wydatku paliwa i powietrza z gaźnika w warunkach możliwie zbliżonych do warunków przy ustalonym biegu silnika. Pewne uproszczenia są pożądane, jednak należy baczyć, aby nie zepsuły one wyników prób. Nieobecność silnika i zbędność pędzenia go są same przez się poważnym uproszczeniem i dają możność przeprowadzania obserwacji poza obrębem normalnego zakresu pracy silnika, w wypadku kiedy jest to potrzebne dla zbadania jakiegoś szczególnego punktu charakterystyki.

Szczegóły prób, które mają być przeprowadzone, mogą różnić się nieco zależnie od zasady działania danego typu gaźnika, i wobec tego w każdym konkretnym wypadku może być potrzebne opracowanie specjalnych prób. Jednakże można ustalić trzy główne powody, dla których próby takie powinny być przeprowadzane:

1) Określenie charakterystyk kompletnego gaźnika oraz ustalenie jego przydatności do danego typu silnika.
2) Szczegółowe przestudiowanie działania i wpływu poszczególnych elementów gaźnika w celu usunięcia lub złagodzenia jego ujemnych cech.
3) Wycechowanie gaźnika wzorcowego, już wypróbowanego ostatecznie na silniku, w celu ustalenia warunków technicznych dla odbioru gaźników seryjnych tego typu.

Efekt oddzielenia się od silnika.

W większości lotniczych gaźników przepływ powietrza może być uważany za ustalony wobec tego, że zwykle jeden gaźnik zasila jednocześnie kilka cylindrów, oraz że ponadto, w silnikach sprężarkowych, duża objętość mieszanki palnej, zawarta pomiędzy cylindrami a gaźnikiem, tłumi pulsacje. Dlatego też silnik może być zastąpiony przez jakąkolwiek pompę ssącą, dającą ustalony i dostatecznie duży przepływ powietrza przez gaźnik.

Jeżeli przepływ powietrza w silniku nie jest ustalony, skład mieszanki dostarczanej przez gaźnik może odbiegać od składu przy ustalonym przepływie, i w tych wypadkach wycechowanie gaźnika poza silnikiem posiada ograniczoną wartość. Sprawa ta będzie omówiona później.

Podczas pracy na silniku gaźnik podlega silnym drganiom. Skutek braku takich drgań przy próbach na stoisku musi być rozpatrzony i w razie potrzeby powinien być zastosowany odpowiedni wibrator.

*) Artykuł ten został opublikowany za zgodą brytyjskiego Air Ministry, lecz autor jest całkowicie odpowiedzialny za wszystkie wygłoszone tezy i wyrażone opinie. — (Przyp. w oryginale).

METODY PRÓB

Należy przeprowadzić pomiary wzajemnego stosunku wydatków powietrza i paliwa przez gaźnik w zakresie ustalonych warunków, przy czym gaźnik może być zamontowany na dowolnego rodzaju instalacji ssącej, zapewniającej ustalony i dostatecznie duży przepływ powietrza przez gaźnik. Chwyt powietrza do gaźnika powinien być możliwie najbardziej zbliżony do chwytu użytego na silniku, aby nie występowały żadne wiry, spowodowane przez załamania, lub t. p. przyczyny, które mogłyby wpływać na wyniki pomiarów. Odtworzenie zaburzeń przy wlocie powietrza nastręcza poważne trudności, wobec czego strumień powietrza przy wejściu do gaźnika powinien być równy. Chwyt powietrza powinien być przeto typu osłoniętego, używanego normalnie podczas przelotu na ekonomicznej mieszance, czyli w warunkach gdzie wymagane jest jak najbardziej dokładne dozowanie paliwa. Paliwo powinno być doprowadzane do gaźnika pod tym samym względnym ciśnieniem (w stosunku do ciśnienia powietrza na wlocie), jakie ma być zastosowane na silniku.

Zasadnicze wartości zmienne, które należy rozpatrywać, są to:

przepływ (wydatek) powietrza i paliwa,
ciśnienie i temperatura powietrza na wlocie,
ciśnienie doprowadzanego paliwa, oraz
położenie przepustnicy.

Poza tym, wobec tego, że w nowoczesnych gaźnikach istnieją różnorodne urządzenia pomocnicze przeznaczone do korygowania składu mieszanki w takich warunkach, jak np. zmiana wysokości, wysokie ciśnienie ładowania itp., próby powinny przewidywać sprawdzenie działania wszystkich tego rodzaju urządzeń, na równi z głównymi elementami dozującymi, i to w warunkach odpowiadających wchodzącym w rachubę wysokościom lotu.

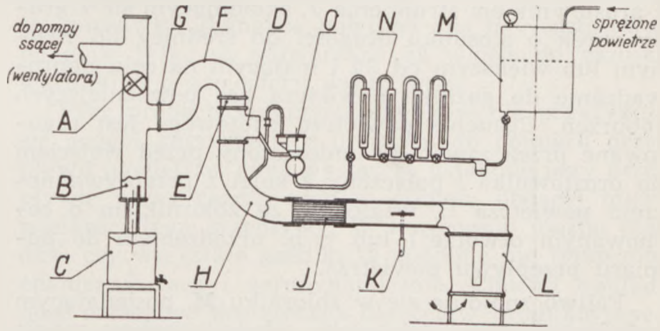
Odtworzenie warunków przyziemnych na instalacji podciśnieniowej nie nastręcza poważniejszych trudności; znacznie większe trudności nastręcza naśladowanie warunków wysokościowych, głównie z powodu wymaganych niskich temperatur, które nie są tak łatwe do uzyskania. Przeprowadzone badania [1]*) wykazały, że jakość mieszanki, wytwarzanej w normalnego typu gaźnikach, gdzie powietrze jest wsysane za przewężeniem i powstająca stąd różnica ciśnień jest wykorzystywana dla dozowania paliwa, jest zależna od gęstości powietrza, oraz gęstości i lepkości paliwa. Temperatura paliwa zmienia się z wysokością, a ze zmianą temperatury idzie zmiana gęstości i lepkości, jednakże wielkość tej zmiany jest trudna do oszacowania, ponieważ zależy ona od instalacji oraz czasu trwania lotu. Na szczęście, w nowoczesnych gaźnikach zmiany w składzie mieszanki, których można byłoby się spodziewać na skutek zmiany temperatury paliwa są małe [2] i mogą być w razie potrzeby wyeliminowane przez wprowadzenie poprawki oddzielnie określonej. Innymi słowy zmienną, z którą się należy liczyć, jest gęstość powietrza, natomiast obojętne jest dla działania gaźnika, czy zmiana tej gęstości została spowodowana przez zmianę ciśnienia, czy też temperatury, czy wreszcie przez oba te czynniki jednocześnie. Wobec powyższego, warunki wysokościowe mogą być uzyskane przez zmianę jedynie ciśnienia powietrza wlotowego, zamiast przez zmianę i temperatury i ciśnienia, a żądana wysokość może być określona na podstawie gęstości tego powietrza. *W gaźnikach, posiadających urządzenia działające pod wpływem ciśnienia, ciśnienie doprowadzone do tych urządzeń musi być takie, jakie jest na wysokości, która odpowiada gęstości powietrza wlotowego, a nie równe ciśnieniu powietrza na wlocie.*[1])

*) Liczby w nawiasach kwadratowych dotyczą spisu literatury, podanego przy końcu artykułu.

INSTALACJA DO PRÓB

Rodzaj potrzebnej instalacji może ulegać zmianom zależnie od prób, jakie mają być przeprowadzane, oraz rozpiętości typów i wymiarów gaźników, które będą na niej badane. Pompa ssąca (dmuchawa) powinna zapewnić możliwość uzyskania maksymalnego przepływu powietrza przez gaźnik oraz warunków pracy na dużych wysokościach. Pożądane jest aby była ona takiego typu, który nie wymaga złożonej obsługi, daje równomierny przepływ i nie podlega wpływom płynnego paliwa znajdującego się w strumieniu powietrza.

Oprócz przepustnicy gaźnika należy przewidzieć odpowiednie urządzenia regulacji przepływu powietrza. Może to być druga przepustnica pomiędzy gaźnikiem i dmuchawą lub też zmienność obrotów pompy. Jednakże, jeśli niemożliwe jest zapewnienie bardzo dokładnej regulacji obrotów pompy, posiadanie drugiej przepustnicy lub zaworu okaże się w dalszym ciągu niezbędne dla dokładnego ustalania wielkości przepływu. Dla odtwarzania warunków wysokościowych konieczne jest posiadanie urządzeń do zmiany ciśnienia powietrza wlotowego, do utrzymania go na żądanej wysokości oraz do regulacji ciśnienia paliwa w zależności od ciśnienia powietrza wlotowego.



Rys. 1. Schemat instalacji do prób gaźników.

Wymagane jest mierzenie wielkości przepływów paliwa i powietrza. Należy więc przewidzieć odpowiednie przyrządy do tego celu, podobnie jak i do mierzenia różnych ciśnień i temperatur.

Typowy schemat instalacji nadającej się do prób w szerokim zakresie warunków przedstawiony jest na rys. 1. Należy jednak zaznaczyć, że rozwiązania poszczególnych elementów instalacji mogą być zupeł-

[1]) Innymi słowy należy uwzględnić wpływ różnicy temperatur, jaka wynika z tego, że przy próbach na stoisku powietrze wlotowe ma na ogół wyższą temperaturę od tej, jaka odpowiada założonej podczas prób wysokości w/g reguł atmosfery wzorcowej. (Przyp. tłumacza).

nie odmienne bez uszczerbku dla dokładności pomiarów. W omawianej instalacji ssanie uzyskiwane jest przy pomocy jednej lub więcej pomp „Hytor“[2]), dołączanych równolegle do dużego głównego przewodu ssącego. Są to pompy wolnobieżne typu zmiennoobjętościowego[3]), z uszczelnieniem wodnym, nieposiadające ściśle spasowanych elementów w komorze pompowania, odporne na wpływy benzyny. Normalnie pracują one przy stałych obrotach, ale bieg ich może być przyśpieszany na krótkie okresy czasu dla uzyskania zwiększonego wydatku; praktycznie nie wymagają obsługi, a podciśnienie może być zmieniane w całym zakresie pracy za pomocą zaworu *A*. Ślepe odgałęzienie przewodu ssącego *B* stanowi bardzo dogodny separator cieczy, w którym duża część paliwa zbiera się i skąd spływa do zbiornika *C*, opróżnianego po zakończeniu prób. Do niektórych prób paliwo to może być użyte ponownie, lecz zasadniczo nie jest to wskazane, ponieważ składa się ono z cięższych frakcji i posiada odmienną charakterystykę niż paliwo normalne.

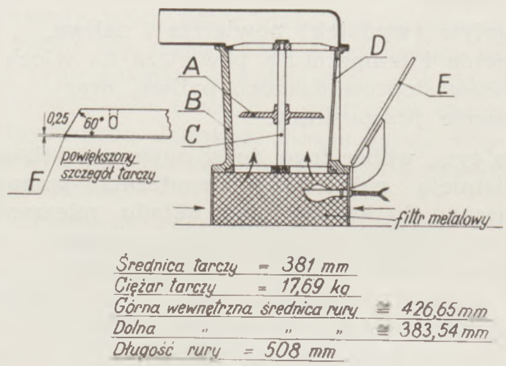
Gaźnik badany *D* jest zamocowany za pośrednictwem obrotowego łącznika *E* do kolana *F*, które może obracać się na złączu *G* w ten sposób, że gaźnik może być ustawiany w dowolnym położeniu, odpowiadającym pochyleniom przy wznoszeniu, nurkowaniu itd. Chwyt powietrza *H*, zbliżony do chwytu silnikowego, o ile kształt jego jest znany, łączy gaźnik z prostownikiem strumienia *J*, składającym się z grupy rurek o stosunku długości do średnicy l/d równym lub większym od 20 i mającym na celu doprowadzanie do gaźnika powietrza bez poważniejszych zaburzeń. Ciśnienie powietrza wlotowego jest regulowane przez zawór *K*, umieszczony przed wejściem do prostownika i połączony z kolei z przepływomierzem powietrza *L*, względnie ze zbiornikiem o cechowanym otworze[4]) lub t. p. urządzeniem do pomiaru przepływu powietrza.

Paliwo znajduje się w zbiorniku *M*, posiadającym szczelną pokrywę, tak ażeby ciśnienie paliwa mogło być zwiększane w razie potrzeby przez doprowadzenie do zbiornika sprężonego powietrza. Ze zbiornika paliwo przechodzi przez filtr i baterię przepływomierzy *N* do przyrządu *O* regulującego ciśnienie i odpowietrzającego paliwo. Zadaniem tego przyrządu jest utrzymywanie określonego ciśnienia paliwa w zależności od ciśnienia powietrza wlotowego i usuwanie pęcherzyków powietrza z paliwa. Regulator ciśnienia jest połączony z gaźnikiem krótką rurką, która powinna mieć na drodze od regulatora do gaźnika pochylenie ku górze w tym celu, ażeby nie zbierało się w niej powietrze, które następnie wychodząc w postaci korków powodowałoby zaburzenia we wskazaniach przepływomierzy.

Zawory *A* i *K* mogą być dowolnego rodzaju, byleby nie posiadały martwego ruchu, gdyż w przeciwnym wypadku dokładne dopasowanie byłoby utrudnione, szczególniej przy odtwarzaniu warunków prób na dużych wysokościach. Zawór typu motylkowego[5]) jest bardzo odpowiedni jako zawór *K* i przy wymiarach średnicy do 152 mm może być uruchamiany dźwignią zaopatrzoną w odpowiednie urządzenie zaciskowe, tarciowe, dla ustalania położenia. Przy takim urządzeniu wprawny laborant nie powinien mieć trudności w utrzymaniu stałego ciśnienia wlotowego z dokładnością do $\pm$ 2,5 mmHg. Przy większych średnicach zaworów pożądana jest możliwość dokładniejszych sposobów ustalania położeń przepustnicy, np. za pomocą ślimaka i ślimacznicy lub też użycia mniejszego zaworu dodatkowego, równolegle włączonego. Poza tym powinna istnieć możliwość obsługiwania obu zaworów, *A* i *K*, z jednego miejsca, gdyż łatwiej jest osiągnąć żądane warunki przy jednoczesnej regulacji obydwoma zaworami. Manometry powinny być również tak umieszczone, aby obsługujący zawory mógł łatwo obserwować wskazania manometrów.

Pomiary przepływu powietrza.

Dowolna metoda pomiarów może być zastosowana, byleby umożliwiała pomiary z dokładnością względną $\pm 1/2\%$. Bardzo dogodny jest przepływomierz o stałym podciśnieniu pokazany na rys. 2. W tym przyrządzie pływak *A*, którego położenie jest miarą przepływu powietrza, porusza się w stożkowej rurze *B* i jest prowadzony na sworzniu *C*. Podnosi się



Rys. 2. Przepływomierz powietrza.

on aż do chwili, kiedy ciężar jego zrównoważy różnicę ciśnień spowodowaną przez przepływ powietrza ku górze przez pierścieniową szczelinę o zmiennej powierzchni, tworzącą się pomiędzy ostrą krawędzią pływaka *A* i ścianką rury *B*. Ponieważ położenie pływaka jest miarą powierzchni tej szczeliny, jest ono równocześnie miarą przepływu powietrza w chwili ustalenia się równowagi; odczyty przeprowadza się bądź bezpośrednio na skali przezroczystego okienka *D*, na wprost dolnej krawędzi pływaka, bądź też za pośrednictwem lusterka *E*. Pływak otrzymuje ruch obrotowy dzięki reakcji wytwarzanej przez przepływ powietrza przez dwa ukośne otwory, przewiercone w jego tarczy i stanowiące dysze powietrzne; w ten sposób tarcie jest zmniejszone, a ustanie obrotu wskazuje na potrzebę oczyszczenia sworznia. Ten typ przepływomierza posiada następujące zalety: spadek ciśnienia jest istotnie stały; duży zakres wielkości przepływu może być objęty stosunkowo małym przepływomierzem; skala jest praktycznie liniowa; przyrząd nie wymaga specjalnej obsługi podczas prób; szybkie zmiany przepływu nie wpływają na dokładność wskazań; łatwość i szybkość odczytów; dokładność jest ograniczona jedynie dokładnością cechowania i wyrazistością skali. Przyrząd pokazany na rys. 2

[2]) Wyrób f. Nash Engineering Co. (Przyp. tłumacza).
[3]) W oryginale: „displacement type".
[4]) W oryginale: „orifice box".
[5]) Przepustnicowego, jak w gaźnikach. (Przyp. tłumacza).

pokrywa zakres wydatków od 408 do 2720 kg/godz z dokładnością odczytów do 5,4 kg/godz.

Jako przybliżoną wytyczną przy projektowaniu takiego przepływomierza można przyjąć wzór: przepływ powietrza przez 1 cm² powierzchni szczeliny pierścieniowej $= 106{,}53 \sqrt{W}$ kg/godz. gdzie W — ciężar pływaka w kg/cm² powierzchni tarczy. Wzór ten jest oparty na próbach z przepływomierzem o wymiarach jak na rys. 2. W takim przepływomierzu, o ile szczelina jest mniejsza niż 1,27 mm, będzie występować pulsowanie pływaka przy nierównym strumieniu[6]) i dlatego dla pomiaru wydatków mniejszych niż 272 kg/godz potrzebny jest mniejszy przyrząd, przy czym powierzchnia tarczy powinna być mniej więcej proporcjonalnie dobrana do zmienionego zakresu przepływów. Np. dla maksymalnego wydatku 272 kg/godz odpowiednia będzie tarcza o średnicy 127 ÷ 152 mm.

Spadek ciśnienia na tarczy wynosi W kg/cm²,[7]) co daje przy ustalonych wyżej wymiarach i ciężarze wartość w przybliżeniu równą 15,5 g/cm². Przy zmniejszeniu wartości W można pokryć mniejsze wydatki, tak np. stosując wartości rzędu 4,2 g/cm² można z powodzeniem przy takim lżejszym pływaku uzyskać prawidłowe wskazania przyrządu przy wydatkach jeszcze mniejszych, a mianowicie do 136 kg/godz. Jest to już jednak zapewne najniższy spadek ciśnień, który może być wykorzystany w sposób zadawalniający, chyba że będzie zastosowana konstrukcja dająca bardzo małe tarcie na sworzniu. W większości wypadków niskie ciśnienia nie są konieczne, a jedynie, jak to się okazało przy ciśnieniu 15,5 g/cm² oraz ciężarze i konstrukcji pływaka jak na rys. 2, wymagane jest aby sworzeń był gładki. Powinien on być polerowany podłużnie, aby nie było garbów, które mogłyby być źródłem błędów.

Następujące szczegóły konstrukcyjne są ważne: kąty „ostrej" krawędzi powinny być możliwie najdokładniej wykończone i zabezpieczone przed uszkodzeniem podczas montażu; górna pokrywa powinna przechodzić łagodnie w rurę wylotową, ażeby uniknąć efektów dławienia i powinna ona być zamontowana na przyrządzie podczas jego cechowania, gdyż zmiana kształtu pokrywy może zmienić cechowanie. Na stronie wlotowej nie są wymagane żadne środki ostrożności, poza unikaniem niewłaściwych przewężeń; zostało bowiem dowiedzione, że przyrząd ten nie daje znaczniejszych błędów przy istnieniu zaburzeń na wlocie, jednakże pod warunkiem zastosowania wąskiej szczeliny przelotowej, t. zn. dostatecznie małej szerokości tej szczeliny w stosunku do średnicy.

Zbiornik powietrzny z kryzami[8]) [3] lub dyszami [4] może być również zastosowany. Dysze są bardziej kosztowne w wykonaniu, lecz mniejsze jest prawdopodobieństwo ich uszkodzenia, które powoduje zmianę ich współczynnika wypływu. Kryzy jednakże są bardzo proste w wykonaniu oraz użytkowaniu i w razie braku przepływomierza są chyba najbardziej dogodne. Opublikowane dane [3] o kryzach były sprawdzone przez N. P. L.[9]) przy użyciu przepływomierzy, przy czym stwierdzono bardzo dużą zgodność. Przy użyciu zbiorników powietrznych i odpowiednim wykonaniu można uzyskać bardzo dokładne wyniki porównawcze. Przy zachowaniu stałego podciśnienia a zmianie ilości kryz, mogą być uzyskane wartości pośrednie przepływów powietrza z dokładnością ograniczoną jedynie przez ścisłość wykonania kryz i dokładność pomiarów podciśnień. W wielu wypadkach względna dokładność ma większe znaczenie niż absolutna i wtedy metody takie posiadają dużą wartość.

Wszystkie powyższe urządzenia do pomiaru przepływu powietrza wymagają wprowadzania poprawki przy zmianie gęstości powietrza; w normalnym zakresie użytkowania przepływ powietrza jest proporcjonalny do pierwiastka kwadratowego z gęstości. Przy przepływie przez stałe otwory trzeba również wprowadzać poprawkę na zmienność słupa cieczy[10]), o ile wymagana jest duża dokładność wyników; ażeby uniknąć kłopotów przy stosowaniu tej poprawki najlepiej jest przy prowadzeniu prób ograniczyć się do możliwie małej ilości słupów cieczy; poprawka na gęstość nie ulega zbyt dużym zmianom podczas tej samej próby i może być z powodzeniem uwzględniona przy obliczaniu składów mieszanki.

Należy zaznaczyć, że gaźniki normalnego typu podlegają takiej samej poprawce na gęstość jak każdy z wyżej opisanych przyrządów, i dlatego przy próbach przyziemnych niepotrzebne jest wprowadzanie tej poprawki. Jednakże powinna ona być zastosowana o ile tylko są odtwarzane na wlocie do gaźnika warunki w/g atmosfery wzorcowej.

Przy próbach seryjnych gaźników nie praktykuje się naogół korzystanie z urządzeń do pomiaru przepływu powietrza, gdyż wystarcza ustalenie przy przepływie przez gaźnik różnicy ciśnień, będącej miarą wielkości tego przepływu. W ten sposób można osądzić, czy wszystkie gaźniki są podobne nie tylko mechanicznie lecz i aerodynamicznie. Chociaż dokładność może być dostateczna dla celów produkcyjnych przy całkowicie otwartej przepustnicy, może ona jednak okazać się niewystarczająca przy częściowych otwarciach; kształt i dopasowanie przepustnicy wpływają na to podobnie jak i jej ustawienie. Przy otwarciu przepustnicy w warunkach przyziemnych np. o 25° na możliwe 70°, błąd o ½% w jej ustawieniu da 3% zmiany powierzchni przelotu, a więc i przepływu powietrza, nie uwzględniając jeszcze możliwych odchyleń od wzorcowej wartości przepływu spowodowanych przez różnice w kształcie i wykończeniu krawędzi przepustnicy.

Pomiary przepływu paliwa.

Ze względu na wielką ilość pomiarów, jakie muszą być robione, pożądane jest posiadanie przepływomierzy o bezpośrednim odczycie, gdyż wszelka inna metoda, wymagająca mierzenia czasu przepływu określonej objętości lub ciężaru, jest zbyt długa i wymaga bardzo dużo uwagi. Bardzo przydatny jest przepływomierz R. A. E.[11]) Mark VIII, typu pływakowego, który daje bezpośredni odczyt masy strumienia przepływającego i jest niezależny od gęstości paliwa i lepkości, t. zn. własności ulegających zmianom w doprowadzanym paliwie.

---

6) Prawdopodobnie jest to skutkiem tego, że „ostra" krawędź nie jest istotnie ostra, lecz ścięta jak pokazano na rys. 2 (szczegół F). Okazuje się, że przy mniejszych szczelinach współczynnik wypływu silnie wzrasta; polepszenie „ostrości" prawdopodobnie zapobiegłoby temu i wobec tego należałoby przy mniejszych przyrządach stosować węższą krawędź. (Przyp. w oryginale).

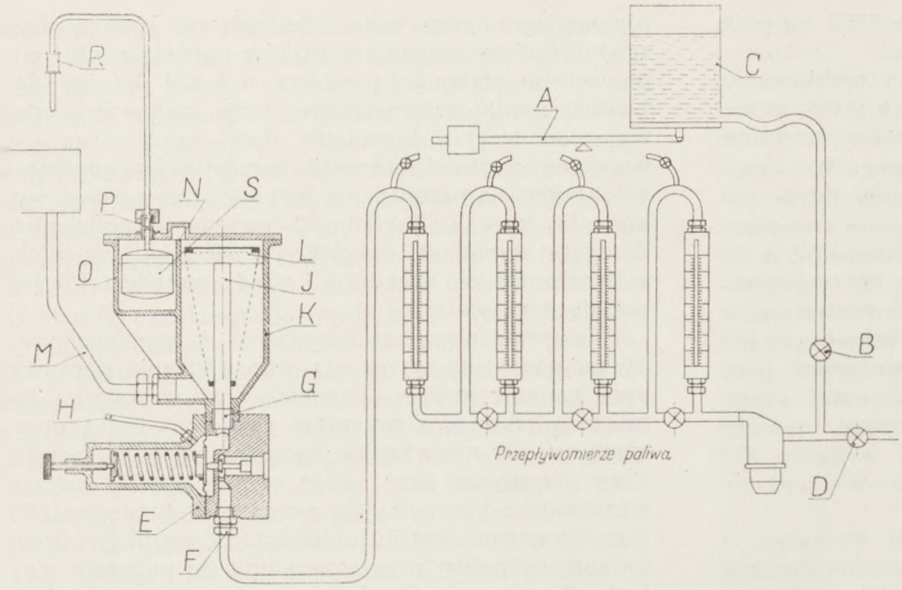
7) W chwili zrównoważenia ciężaru pływaka (Przyp. tłumacza).

8) W oryginale: „Air box with orifice plates".

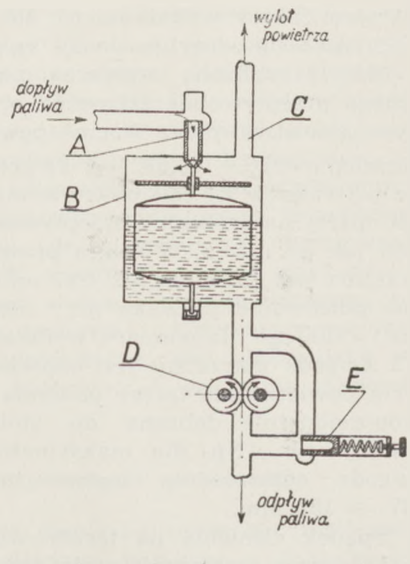
9) National Physical Laboratory. (Przyp. tłumacza).

10) T. zn. różnicy ciśnień. (Przyp. tłumacza).

11) Royal Aircraft Establishment. (Przyp. tłumacza).



Rys. 3. Schemat układu paliwowego w instalacji do prób gaźników.



Rys. 4. Schemat urządzenia do odpowietrzania paliwa.

Inne typy, jak przepływomierz Amal'a (dawn. B. & B.) lub „Rotametr", są zupełnie dobre, jednak wymagają wprowadzania codziennej poprawki na gęstość paliwa. Bez względu na to, jaki typ został zastosowany, pożądana jest dokładność co najmniej $\pm\frac{1}{2}\%$, chociaż bez starannego cechowania i okresowego kontrolowania jest to trudne do osiągnięcia.

Jeżeli podczas prób ma być sprawdzany cały zakres pracy gaźnika, konieczne jest użycie szeregu przepływomierzy różnej wielkości, połączonych najlepiej równolegle i zaopatrzonych w kurki, umożliwiające dowolne ich włączanie do przewodu paliwowego. Rys. 3 podaje schemat odpowiedniej instalacji; dla dużych przepływów użyto przepływomierzy Mark VIII, podczas gdy do małych zastosowano Rotametr, a to ze względu na trudności wykonania tego pierwszego dla przepływów poniżej 22,7 kg/godz. Rotametr nie posiada kompensacji gęstości paliwa, lecz ponieważ jego zakres zachodzi na zakresy pozostałych przepływomierzy, odpowiednia poprawka może być łatwo wprowadzona podczas prób, bez potrzeby każdorazowego określania gęstości. Bardzo wskazane jest przewidzieć proste sposoby cechowania przyrządów w trakcie prób, jak np. wagę *A* pokazaną na rys. 3. Należy otworzyć kurek *B* i po napełnieniu zbiornika *C* zamknąć kurek *D*, po czym zmierzyć czas wypływu paliwa o określonym ciężarze. Jak wyjaśniono wyżej, taka metoda jest zbyt powolna do normalnego użytku, lecz za to przytoczone urządzenie umożliwia sprawdzenie przepływomierzy w dowolnej chwili bez wymontowywania ich lub przerywania prób.

Regulacja ciśnienia paliwa.

Podczas prób w warunkach wysokościowych potrzebne jest urządzenie umożliwiające redukowanie ciśnienia w przewodzie paliwowym dla utrzymania ciśnienia zasilania paliwem gaźnika na właściwym poziomie w zależności od ciśnienia powietrza na wlocie. Zawór redukcyjny Amal'a jest odpowiedni do tego celu pod warunkiem wyrównania ciśnienia przez połączenie go z wlotem do gaźnika. Jeżeli wymagany jest pewien zakres ciśnień sprężyna takiego zaworu powinna być regulowana. Kiedy ciśnienie paliwa zostanie zredukowane, pewna ilość rozpuszczonego powietrza wydzieli się, przy czym, ponieważ objętość tego powietrza przy niskich ciśnieniach jest znaczna, nie może ona być dopuszczona do gaźnika, bez uszczerbku dla prawidłowości pomiarów; w locie, przy zmniejszonym ciśnieniu na wysokości, dużo tego powietrza wydobywa się z paliwa w zbiorniku. Dlatego też należy przewidzieć odpowiednie środki dla odpowietrzania paliwa i skierowywania powietrza do źródła niskiego ciśnienia.

Takie właśnie urządzenie jest pokazane schematycznie na rys. 3. Paliwo wchodzi przez końcówkę *F* do zaworu redukcyjnego *E*, skąd wychodzi przy niskim ciśnieniu przez złącze *G*. Po drugiej stronie membrany zaworu redukcyjnego ciśnienie jest wyrównane z ciśnieniem powietrza wlotowego za pośrednictwem rurki *H* połączonej z pokrywą zaworu. Paliwo zawierające pęcherzyki powietrza przechodzi do góry rurką *J*, skąd wychodzi przez promieniowe otwory do komory *K* separatora. Podczas gdy paliwo przechodzi do wylotu *M*, gruba gaza *L* zatrzymuje pęcherzyki powietrza, które idą do góry i przechodzą nad przegrodą *N* do komory pływakowej *O*, połączonej u dołu z komorą *K*. Kiedy poziom paliwa opada, pływak *S* otwiera zawór *P* i wypuszcza tyle powietrza, aby utrzymać stały poziom paliwa. Powietrze jest wyciągane z komory przez połączenie jej z odpowiednim źródłem niskiego ciśnienia, jak np. chwytem powietrza; zbyt niskie ciśnienie powoduje zaburzenie działania pływaka (szarpanie). W rurkę odpowietrzającą wstawiony jest przezroczysty wskaźnik odpowietrzania *R*.

Pływak jest umieszczony w oddzielnej komorze, a nie w komorze separatora, w tym celu aby jego działanie nie mogło być zaburzone przez gwałtowne wydostawanie się powietrza, występujące przy niskich ciśnieniach powietrza wlotowego. Zawór iglicowy powinien być tak zaprojektowany, aby otwierał się stopniowo, powodując łagodne wznoszenie się i obniżanie poziomu, nie wywołując zakłóceń w odczytach przepływomierzy.

Powyższa instalacja została uznana za zadawalniającą przy próbach odpowiadających wysokościom do

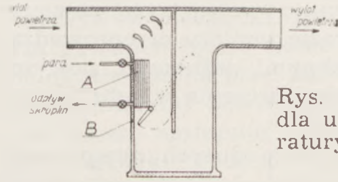
6100 m, lecz powyżej tej wysokości wydzielanie się powietrza z paliwa w niektórych dniach utrudniało próby. Ilość wydzielanego powietrza zmienia się poważnie zależnie od dnia, tak że w „dobrym" dniu udawało się pomyślnie przeprowadzić próby na wysokościach do 12200 m; czasami wydzielanie się powietrza występuje nieregularnie i powoduje nierówne działanie pływaka *S* oraz wahania wskazań przepływomierzy.

Dla usunięcia takich kłopotów został zaprojektowany przyrząd dla odpowietrzania paliwa przed wejściem do przepływomierzy. W przyrządzie tym ciśnienie paliwa jest redukowane przez dławienie do małej jego wartości, a oddzielone powietrze jest odprowadzane do źródła niskiego ciśnienia, po czym ciśnienie paliwa jest znowu podnoszone za pomocą odpowiedniej pompy. Schemat takiego przyrządu jest podany na rys. 4, gdzie zawór pływakowy *A* redukuje ciśnienie paliwa do takiej wartości, jaka jest w komorze *B*, połączonej rurką *C* z ssącą stroną dmuchawy użytej do prób gaźnika. Rozpuszczone powietrze wydziela się i wychodzi na zewnątrz tą samą rurką *C*, podczas gdy ciśnienie paliwa jest podnoszone przez pompę *D* do wartości regulowanej przez zawór *E*. Ponieważ paliwo nie wchodzi już po tym w zetknięcie z powietrzem, bardzo małe ilości powietrza mogą się wydzielić po przejściu przez pompę a przed dojściem do gaźnika.

Tego rodzaju urządzenia wydają się skomplikowane, jednakże są one niezbędne, jeżeli chcemy otrzymać dokładne wyniki. Prostszym urządzeniem byłoby redukowanie ciśnienia paliwa i odpowietrzanie go przed przepływomierzami, przewidziawszy w razie potrzeby odpowiednią rurkę wyrównawczą dla tłumienia wszelkiej nieprawidłowości działania urządzenia redukującego ciśnienie i odpowietrzającego. Utrzymanie całkowitej szczelności w układzie paliwowym, zawierającym przepływomierze, kurki itp., okazało się jednak zbyt trudne, to też użyte zostały bardziej kompletne urządzenia, przy których znaczna część układu znajduje się pod dodatnim ciśnieniem.

Obmarzanie.

W ciągu wielu dni w roku odparowanie paliwa obniża temperaturę części układu poniżej 0°C, powodując przy dużej wilgotności tworzenie się lodu w gaźniku, przewodach rurowych itp., i wywołując zaburzenia w działaniu. Są tylko dwa sposoby zapobieżenia temu zjawisku, które mają realną wartość przy przeprowadzaniu prób. Jednym jest podgrzewanie powietrza wlotowego do +25°C, lecz w tym wypadku, ze względu na konieczność utrzymania gęstości powietrza w wąskich granicach, potrzebna jest możność dokładnej regulacji temperatury. Jest to jednak trudne do uzyskania ze względu na to, że wielkość przepływu powietrza zmienia się ustawicznie w trakcie prób. Na rys. 5 przedstawiona jest konstrukcja podgrzewacza, jaka dotąd nie była wypróbowana, a która powinna dawać stałe temperatury i umożliwiać szybką regulację. *A* jest to grzejnik parowy, który podgrzewa część powietrza do 100°C, a *B* jest to klapa, przez odpowiednie ustawianie której można zmieniać stosunek ilości powietrza podgrzewanego do całości powietrza przepływającego. Po jednorazowym wyregulowaniu końcowa temperatura strumienia powietrza będzie prawie niezależna od całkowitej ilości przepływającego powietrza.



Rys. 5. Podgrzewacz powietrza dla uzyskiwania wzrostu temperatury istotnie niezależnie od wydatku powietrza.

Prostsza metoda zapobiegania tworzeniu się lodu polega na użyciu paliwa, zawierającego 5% alkoholu. Taki dodatek jest zbyt mały na to, żeby zmienić w znaczniejszym stopniu charakterystykę paliwa, jednak wystarczający, aby całkowicie zapobiec tworzeniu się lodu; metoda ta była z powodzeniem wypróbowana w praktyce. Ponieważ taka mieszanina posiada działanie rozpuszczające i rozmiękczające niektóre niemetaliczne substancje, należy je wyeliminować z układu paliwowego. Celem dokładnego zmieszania należy użyć specjalnego bezwodnego alkoholu, a ponadto trzeba zwracać uwagę na to, ażeby woda nie dostawała się do zbiornika i nie powodowała rozwarstwiania się alkoholu w paliwie. Przy przechowywaniu w dużych ilościach (ok. 230 litrów i więcej) nie stwierdzono żadnych kłopotów z powodu wody absorbowanej z powietrza, bądź skroplonej w zbiorniku; w każdym wypadku, kiedy zaszło rozwarstwienie, stwierdzono przypadkowe dostanie się wody. Żadne specjalne środki ostrożności nie były przedsiębrane, za wyjątkiem zaopatrzenia zbiornika w pokrywę.

Różne uwagi.

Po zmontowaniu instalacji wszystkie złącza po stronie wlotowej powinny być sprawdzone, czy są dobrze wykonane i czy są szczelne na powietrze. Przy sprawdzaniu za pomocą sprężonego powietrza dogodnie jest posmarować wszystkie złącza roztworem miękkiego mydła, co umożliwi szybkie wykrycie wszystkich nieszczelności; w przeciwnym razie należy zaufać starannemu wykonaniu. Chwyt powietrza przymocowuje się zwykle za pomocą śrub do kołnierza gaźnika na podkładce z twardej gumy lub t. p. materiału o wysokim współczynniku tarcia. Zapobiega to wciąganiu uszczelek do wnętrza pod działaniem ssania. Pozostałe połączenia w rurociągu wlotowym mogą być wykonane prosto i w sposób zadawalniający za pomocą luźno dopasowanych tulei, nałożonych na miejsca łączenia, oraz pokrytych płatami gumy i owiniętych parokrotnie lepką taśmą. Takie łączenie jest lepsze od złącz kołnierzowych ześrubowanych ze względu na to, że jest elastyczne i usuwa konieczność dociągania innych kołnierzy, co jest często przyczyną nieszczelności. Kołnierze wlotowe gaźników nie są tak projektowane, aby były szczelne na powietrze przy dużych różnicach ciśnień, i są zwykle bardzo wąskie.

Dla wskazywania położeń przepustnicy i innych dźwigni sterujących powinny być przewidziane odpowiednie skale i wskazówki, a dla ustalania tych organów w różnych położeniach — urządzenia unieruchamiające. Końcówki do pomiarów ciśnień powinny być przewidziane przed i za gaźnikiem, przy czym po-

winny one być umieszczone w ten sposób, aby nie były wystawione na działanie ciśnienia prędkości, t. zn. np. w bocznych ściankach kolana lub zagięcia a nie na wewnętrznej lub zewnętrznej. Powinny one ponadto kończyć się równo z wewnętrzną powierzchnią przewodu, oraz, w razie zamiaru przeprowadzania prób z kilkoma podobnymi gaźnikami, powinno być ustalone miejsce ich umieszczenia w celu zapewnienia względnej dokładności.

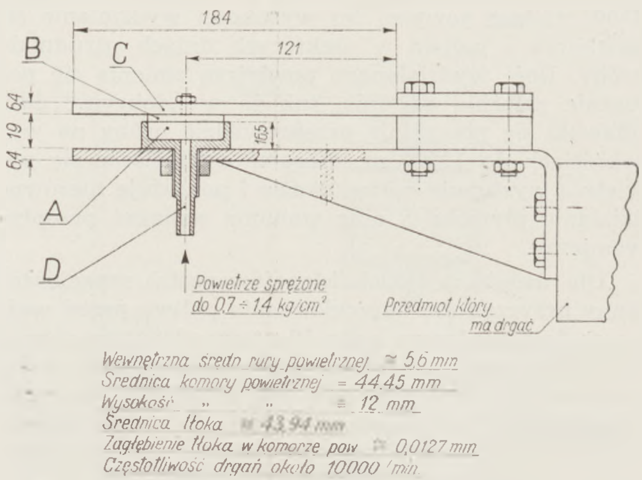
Ze względu na to, że przy dużych przepływach powietrza temperatura jego na wlocie do gaźnika nie jest zwykle równa temperaturze pomieszczenia, należy umieszczać w jakimś punkcie chwytu powietrza termometr.

Podczas pracy gaźników na silniku podlegają one silnym drganiom, to też o ile posiadają one jakieś części ruchome, jak np. dysze włączane za pośrednictwem membran, podobne drgania powinny być odtwarzane podczas prób na dmuchawie; mechanizmy pływakowe jednak zwykle nie wymagają poddawania drganiom dla upewnienia się o prawidłowości ich działania. Na rys. 6 pokazany jest pneumatyczny wibrator o prostej budowie; jest on lepszy od elektrycznego urządzenia, gdyż podczas pracy w pobliżu par benzyny nie grozi wybuchem od iskry. Sprężone powietrze, doprowadzane do komory *A* przez rurkę *D*, wypycha tłok *B* zamocowany na języczku *C*. Z chwilą gdy tłok traci styczność z komorą, ciśnienie powietrza spada gwałtownie, gdyż ilość dopływającego powietrza jest ograniczona przez średnicę rurki wlotowej *D*. Następnie tłok powraca dzięki elastycznej reakcji języczka *C* i cykl się powtarza. Częstotliwość drgań powinna odpowiadać normalnej częstotliwości zapłonów w silniku, przy czym obecność harmonicznych jest pożądana; opisany wibrator daje bardzo złożoną postać fali. Może on być doczepiany do najbardziej dogodnej części układu rur, na którym gaźnik jest zamocowany, gdyż jak wiadomo przez sztywno złączone części metalowe drgania przenoszą się na znaczne odległości.

SPOSÓB PRZEPROWADZANIA PRÓB

Wobec tego, że nowoczesne gaźniki przepuszczają duże ilości paliwa[12]), ważne jest przy organizacji prób, aby czas niezbędny do przeprowadzenia tych prób był możliwie jak najmniejszy. Należy ułożyć program prób tak, ażeby uniknąć niepotrzebnego powtarzania pomiarów, i aby w miarę możności były one samokontrolujące się. Zakres, w którym ta kontrola jest wymagana, zależy od uprzednich wiadomości o badanym gaźniku. Przy gaźnikach nowej konstrukcji lub o specjalnych charakterystykach kontrola powinna być przeprowadzana po każdej grupie pomiarów, a przed każdą zmianą położenia organów regulacyjnych. Przy próbach gaźników znanych, jeżeli wielkości przepływu powietrza są zmieniane w dokładnych odstępach, odczyty przepływu paliwa wskażą, czy wyniki są właściwe i wówczas sprawdzanie jest potrzebne tylko w wypadku jakiegoś nieoczekiwanego wyniku. Czas zużyty na opracowanie samokontrolującego się programu prób opłaca się sowicie, gdyż unika się w ten sposób konieczności późniejszego powtarzania tych prób; wyniki nienormalne są wskazywane natychmiast i potrzebne sprawdzenie może być wykonane zaraz.

12) Ze względu na duże moce silników. (Przyp. tłumacza).



Rys. 6. Wibrator pneumatyczny.

Poniżej podany jest typowy przykład kolejnych czynności:

1. Uruchomić instalację.
2. Ustawić organy sterujące gaźnika dla żądanych warunków.
3. Wyregulować przepływ powietrza w przybliżeniu do wartości maksymalnej, która może być potrzebna.
4. Otworzyć dopływ paliwa i w razie potrzeby wyregulować ciśnienie paliwa.
5. Wyregulować przepływ powietrza i ciśnienie na wlocie dokładnie do żądanych wartości.
6. Doprowadzić odpowiednie ciśnienie do komory membrany, lub też ustawić kurek poprawnika wysokościowego w położeniu odpowiadającym wysokości, zgodnej z gęstością powietrza wlotowego.
7. Gdy wszystko się ustali, robić pomiary.
8. Zredukować przepływ powietrza do najbliższej niższej, współmiernej wartości i wyregulować ciśnienie na wlocie.
9. Gdy wszystko się ustali, robić pomiary.
10. Powtarzać 8 i 9 aż do uzyskania najniższych wartości.
11. Przejrzeć otrzymane wyniki, czy który z nich nie wymaga sprawdzenia.
12. Przestawić organy sterujące dla następnej grupy warunków.
13. Zwiększać przepływ powietrza stopniami do maksymalnej wartości i powtarzać powyższe czynności aż do pokrycia całego zakresu warunków pracy.
14. Przy końcu kompletu prób przestawić organy sterujące dla warunków początkowych jak pod 2 i sprawdzić pomiary jak pod 7.

Wielkości mierzone.

Niema ustalonego programu prób zdatności na stoisku dla prototypów gaźników, chociaż program taki byłby bardzo pożyteczny, skracając czas potrzebny na dostosowanie gaźnika na silniku. Idealny sposób postępowania przy doborze nowego gaźnika powinien być następujący. Podczas studiów silnika próby powinny być prowadzone z gaźnikiem o prostym systemie regulacji składu mieszanki, przy czym warunki dotyczące składu mieszanki powinny być wyznaczone

dla całego zakresu działania. Z tych danych mogą być wyprowadzone charakterystyki przy ustalonym biegu, do których obrany gaźnik może być doprowadzony na dmuchawie. Przy zestawianiu prób na silniku i na dmuchawie należy pamiętać, że skład mieszanki i jednostkowe efektywne zużycie paliwa[13]) nie zawsze są proporcjonalne. Przy interpretowaniu krzywych charakterystycznych gaźnika uzyskanych na dmuchawie mogą wystąpić poważne błędy, jeżeli nie będzie się starannie rozróżniać obu tych wielkości. Indykowane jednostkowe zużycie paliwa, które rzadko jest mierzone, jest bardziej proporcjonalne do składu mieszanki.

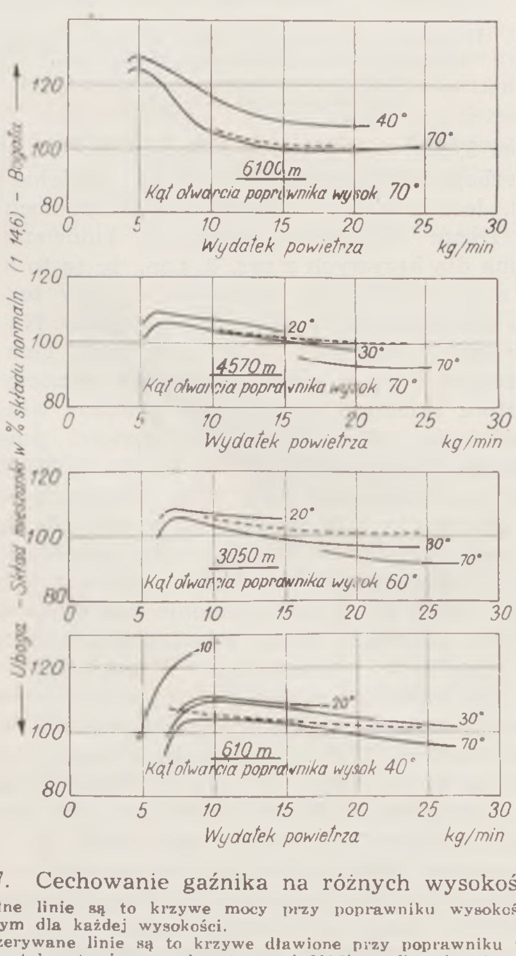
Gaźniki - pierwowzory.

Jeżeli mamy do czynienia z nowym typem gaźnika, i znane są nam wymagane dla niego charakterystyki, konieczne jest przeprowadzenie regulacji kompletnego gaźnika, przy czym działanie jego powinno być jak najbardziej zbliżone do przewidywanego działania na silniku; z tego względu samoczynny regulator składu mieszanki powinien być włączony. Może to wymagać niewielkiej modyfikacji w gaźniku ze względu na to, że elementy działające na skutek ciśnienia będą prawdopodobnie na silniku połączone z wlotem powietrza, podczas gdy przy próbach muszą być poddane działaniu ciśnienia odpowiadającego takiej wysokości, która z kolei odpowiada danej gęstości powietrza wlotowego.

13) W oryginale: „brake specific consumption".

Pomiary różnych wielkości powinny być robione przy ustalonych położeniach przepustnicy: całkowicie otwartej i szeregu pośrednich położeń otwarcia aż do luźnego biegu, a to w tym celu, aby możliwe było wykreślenie krzywych mocy w szerokim zakresie przepływów powietrza. Maksymalny przepływ powietrza powinien być o około 20% większy niż maksymalny dla silnika przy każdym położeniu przepustnicy, a minimalny powinien być najmniejszy, przy którym jeszcze następuje dostateczne dla pracy rozpylenie mieszanki. Podczas każdej grupy pomiarów ciśnienie na wlocie powinno być utrzymywane stałe i takie, jakie odpowiada obranej wysokości. Ponieważ gęstość powietrza w laboratorium może zmieniać się z dnia na dzień, zamiast prób „przy ziemi", w warunkach panujących w trakcie prób, lepiej jest przeprowadzać je na pewnej niewielkiej wysokości, np. 500 metrów.

Wykreślanie krzywych mocy jest celowsze z tego względu, że z nich można wyprowadzić krzywe dławione dla dowolnych warunków pracy silnika, oraz że dają one bardziej kompletny obraz zachowania się gaźnika. Zwykła krzywa dławiona przedstawia małą wartość z uwagi na to, że jest zupełnie nieprawdopodobne, ażeby charakterystyki dławione dmuchawy nawet w przybliżeniu odpowiadały charakterystykom zespołu śmigło-silnik. Przy śmigle o zmiennym skoku i dwustopniowej sprężarce silnik wymaga od gaźnika prawidłowego działania w bardzo szerokim zakresie,

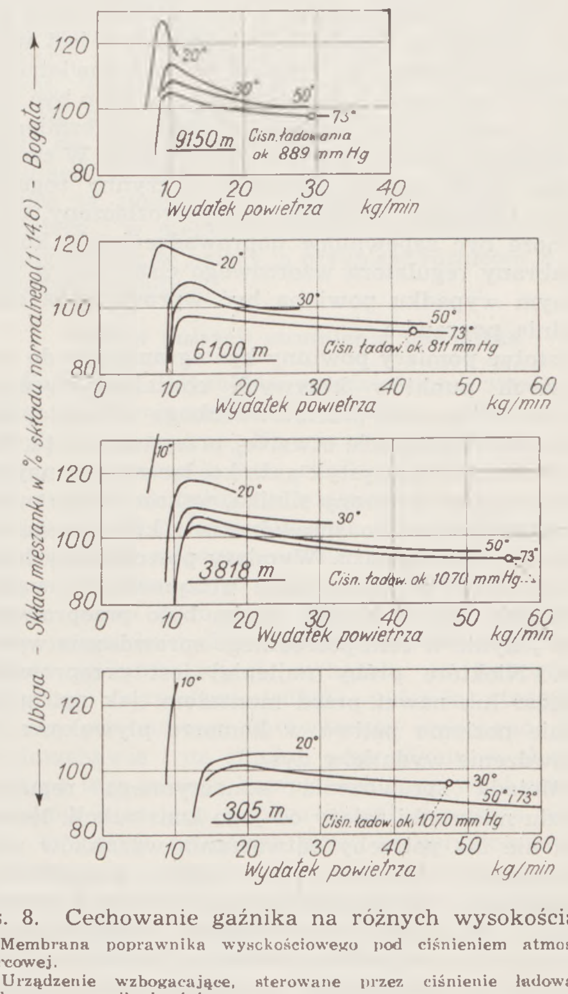


Rys. 7. Cechowanie gaźnika na różnych wysokościach.

Pełne linie są to krzywe mocy przy poprawniku wysokościowym ustalonym dla każdej wysokości.

Przerywane linie są to krzywe dławione przy poprawniku wysokościowym tak ustawionym, aby otrzymać 2½% spadku obrotów określonego podczas prób w locie.

Kąty otwarcia przepustnicy są zaznaczone na krzywych mocy.



Rys. 8. Cechowanie gaźnika na różnych wysokościach.

Membrana poprawnika wysokościowego pod ciśnieniem atmosfery wzorcowej.

Urządzenie wzbogacające, sterowane przez ciśnienie ładowania, ustalone w pozycji ubogiej.

Kąty otwarcia przepustnicy zaznaczone przy krzywych.

i w tym wypadku studium kształtu krzywych mocy jest podstawowe. Wzbogacenie uzyskiwane przez specjalne dysze, których działanie nie jest połączone z przepustnicą, najlepiej badać oddzielnie, przy czym krzywe dławione wyznaczone z krzywych mocy zostają odpowiednio skorygowane. Nie należy zapominać, że zadaniem takich prób jest całkowite ustalenie charakterystyk gaźnika, a nie odtwarzanie jedynie wrunków pracy na silniku.

Gaźniki seryjne.

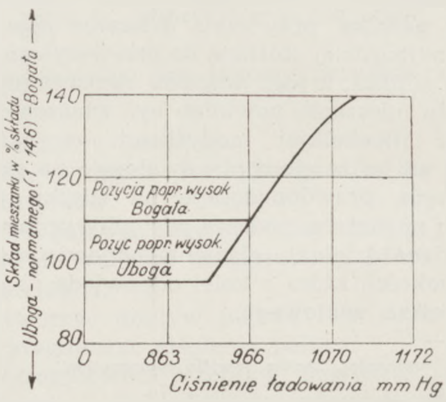
W uzupełnieniu badań rozwojowych gaźnika na stoisku z dmuchawą, przeprowadza się zwykle cechowanie na tymże stoisku jednego gaźnika, który przeszedł z wynikiem dodatnim próbę zdatności na silniku, w celu ustalenia warunków dla kontroli gaźników seryjnych. Takie próby odbiorcze z konieczności powinny być możliwie najprostsze ze względu na oszczędność czasu i pieniędzy. Podczas prób odbiorczych naogół nie stosuje się w praktyce urządzeń do pomiaru ilości powietrza wchodzącego do gaźnika, zastępując je pomiarem różnicy ciśnień przed i za gaźnikiem, jako miarą przepływu powietrza. Ten sposób postępowania posiada wady, które już były rozpatrywane, przy czym należy również pamiętać o tym co następuje. Masa strumienia powietrza zmienia się z dnia na dzień w przybliżeniu jak pierwiastek 2-go stopnia z gęstości powietrza, przy utrzymanej stałej różnicy ciśnień, podczas gdy strumień paliwa, który jest zależny od wielkości ssania, pozostaje stały. Dlatego też, o ile podciśnienie w gaźniku jest użyte jako miara przepływu powietrza, niepotrzebne jest wprowadzanie poprawki na zmianę gęstości powietrza na wlocie, a poprawnik wysokościowy powinien być ustawiany zawsze w tym samym położeniu i niezmieniany w zależności od ciśnienia barometrycznego. W związku z tym, jeżeli gaźnik posiada samoczynny regulator składu mieszanki powinien on być rozłączony, chyba że może być zapewnione doprowadzenie do komory membrany regulatora wzorcowego ciśnienia; w przeciwnym wypadku powinna być wprowadzana odpowiednia poprawka.

Istotne pomiary powinny być ograniczone do ważniejszych punktów krzywych charakterystycznych, jak np. mieszanka przelotowa uboga i bogata, startowa, przy całkowicie otwartej przepustnicy itd. Rozpatrzenie charakterystyk gaźnika, łącznie ze znajomością wymagań ze strony silnika, wskaże, które punkty są najważniejsze do sprawdzenia i które mogą ulec zmianie przy montażu. Wymiary poszczególnych części powinny być oczywiście utrzymane w wąskich granicach, tak ażeby nie trzeba było przeprowadzać prób jedynie w celu pośredniego sprawdzenia wymiarów. Niektóre próby najlepiej jest przeprowadzać podczas lub nawet przed montażem, jak np. sprawdzenie poziomu paliwa w komorze pływakowej lub sprawdzenie wydatków dysz.

Metoda sprawdzenia samoczynnego regulatora składu mieszanki zależy od jego konstrukcji, lecz naogół nie ma potrzeby odtwarzania warunków wysokościowych. Konieczne jest jedynie doprowadzenie podciśnienia do urządzenia regulacyjnego i obserwowanie, czy zawór, który zmienia przepływ paliwa, przechodzi we właściwe położenie. Próba ta może być również z powodzeniem przeprowadzona oddzielnie od gaźnika i przed ostatecznym montażem.

TYPOWE WYNIKI PRÓB

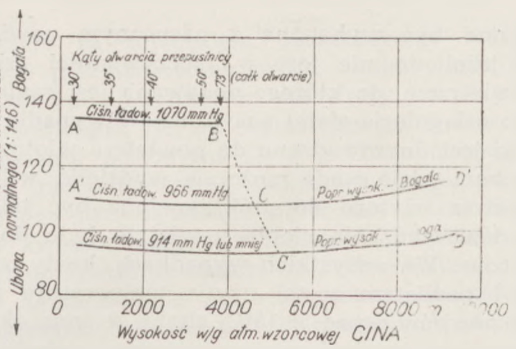
Szereg wyników regulacji gaźnika jest pokazany na rys. 7 i następnych, na których jakość mieszanki wytwarzanej przez gaźnik jest wyrażona w % normalnego składu (przyjętego jako stosunek paliwa do powietrza równy 1 : 14,6) i odniesiona do wielkości przepływu powietrza przez gaźnik. Wyniki podane na rys. 7 są uzyskane na starym typie gaźnika, nieposiadającym samoczynnego regulatora składu mieszanki, w którym dźwignia[14]) była ustawiana ręcznie w położeniach, uznanych jako najodpowiedniejsze podczas prób w locie wg metod opisanych gdzie indziej [7]. Z rysunku tego widać, że skład mieszanki jest zasadniczo taki sam na każdej wysokości przy najlepszym ustawieniu poprawnika wysokościowego. Potwierdza to słuszność przyjętej metody prób na stoisku oraz założenia, że gaźnik podlega prawu gęstości.



Rys 9. Działanie urządzenia wzbogacającego przy ziemi w zależności od ciśnienia ładowania.
Kąt otwarcia przepustnicy 30⁰.
Wydatek powietrza 45,4 kg/min.

Rys. 8, 9 i 10 dotyczą gaźnika, który posiada dyszę wzbogacającą, sterowaną przez ciśnienie ładowania, lecz nie ma żadnych innych pomocniczych dysz. Dysza sterowana ciśnieniem ładowania jest ustalona dla krzywych z rys. 8, t.zn., że są to krzywe przy stałym ciśnieniu ładowania; wpływ tego ciśnienia jest pokazany na krzywych z rys. 9. Na rys. 8 mamy szereg krzywych mocy, przy ziemi i na kilku wysokościach, przy czym membrana samoczynnego regulatora składu mieszanki jest poddana właściwemu ciśnieniu, odpowiadającemu gęstości powietrza na wlocie. Z krzywych tych oraz z rys. 9 skład mieszanki może być określony dla dowolnych warunków. Np. na rys. 10 podane są wyniki dla warunków przy wznoszeniu się, przy czym położenie przepustnicy i ciśnienie ładowania są wyznaczone z prób w locie. Od *A* do *B* stałe ciśnienie ładowania wynosi ok. 1070 mmHg, a skład mieszanki jest określony przez urządzenie wzbogacające. W punkcie *B* osiągnięte jest całkowite otwarcie przepustnicy i ciśnienie ładowania zaczyna spadać, osiągając wartość 966 mm Hg w punkcie *C'*. Jeżeli dźwignia składu mieszanki jest w położeniu „bogatym", krzywa składu mieszanki biegnie dalej do punktu *D'*, natomiast przy położeniu dźwigni „ubogim" krzywa ta spada dalej do *C* i dopiero po tym idzie do *D*. Przy wznoszeniu rozpoczętym przy ciśnieniu ładowania 966 mm Hg odpowiednie krzywe będą przebiegać według *A' C' D'* lub *A' C' C D* i podobnie dla innych wartości ciśnienia

14) Poprawnika wysokościowego. (Przyp. tłumacza).

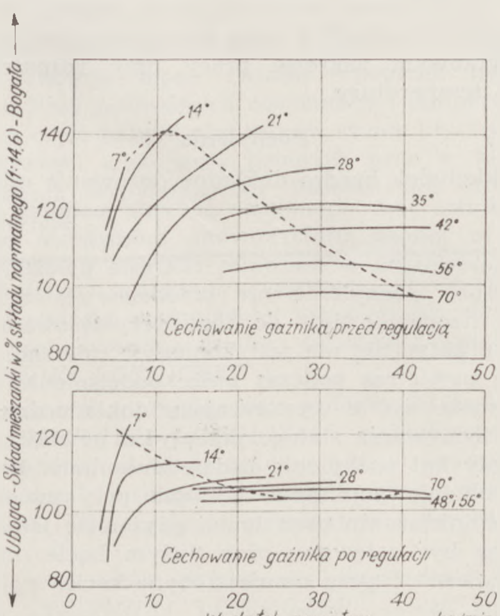


Rys. 10. Wznoszenie na wysokość początkowo przy stałym ciśnieniu ładowania, następnie przy całkowitym otwarciu przepustnicy.

ładowania; krzywa przy 914 mm Hg przedstawia najuboższe lub ekonomiczne ustawienie. W razie braku danych z prób w locie, prawidłowe pojęcie o zachowaniu się gaźnika może być również uzyskane w następujący sposób. Krzywe mocy są prawie płaskie, tak że powyżej wysokości odpowiadającej całkowitemu otwarciu przepustnicy skład mieszanki nie zmienia się zbytnio w zależności od mocy, za wyjątkiem wypadku wzbogacania związanego z ciśnieniem ładowania. Do wysokości przy całkowicie otwartej przepustnicy skład mieszanki zależy nieco od położenia przepustnicy i dlatego nie jest tak dokładnie określony; samoczynny regulator składu mieszanki nie jest w stanie dać najlepszej mieszanki we wszystkich warunkach w tym zakresie.

Niejednakowe wzbogacanie z wysokością (największe przy niskich przepływach, najmniejsze przy wysokich) również powoduje to, że niemożliwe jest przy samoczynnym regulatorze składu mieszanki uzyskanie ekonomicznego składu w całym zakresie położeń przepustnicy na wysokości. Prawdopodobnie objaw ten nie będzie tak poważny w zakresie normalnie używanych położeń.

Poprzednio omawiane rysunki dotyczą cechowania



Rys. 11. Wynik regulacji gaźnika na dmuchawie.

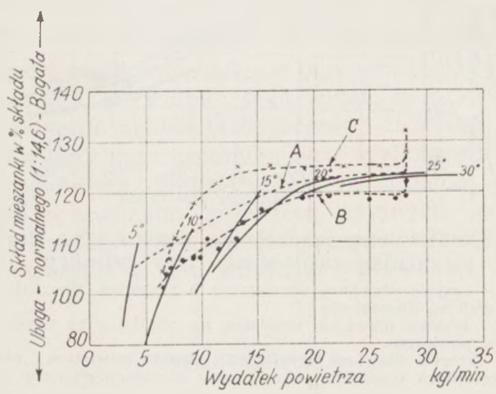
Linie pełne — krzywe mocy.

Linie przerywane — przybliżone krzywe dławione na wysokości przy całkowitym otwarciu przepustnicy.

Kąty otwarcia przepustnicy zaznaczone przy krzywych.

Uwaga: dysza mocy wyłączona.

gaźnika już po przeprowadzeniu regulacji na silniku i podają jedynie ostateczne wyniki. Rys. 11 przedstawia charakterystyki pewnego gaźnika w takim stanie w jakim został on wykonany oraz po wyregulowaniu go na dmuchawie. W gaźniku tym wszystkie zaprojektowane kanały dysz zostały zmienione zanim osiągnięto pożądane wyniki.



Rys. 12. Porównanie prób na silniku i na dmuchawie.

A — krzywa dławiona wyznaczona z krzywych mocy (linie pełne) zmierzonych na dmuchawie.

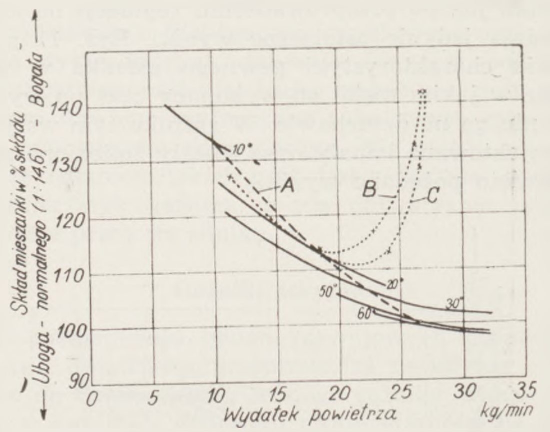
B — przywa dławiona uzyskana na silniku przy użyciu przepływomierza powietrza.

C — krzywa dławiona przy użyciu chwytu powietrza „płatowcowego" i wydatkach powietrza obliczonych z otrzymanych mocy silnika.

Poprzednio już było wspomniane o zgodności z próbami w locie niektórych wyników, ale w pewnych nielicznych wypadkach bardziej szczegółowo opracowane pomiary gaźnika były przeprowadzone najpierw na dmuchawie a po tym na silniku na hamowni. Typowy komplet krzywych jest podany na rys. 12, gdzie widać zasadniczą zgodność w odniesieniu do kształtu krzywych, lecz pewną różnicę występującą w składach mieszanki. Stwierdzono, że różnica ta zmienia się zależnie od użytego chwytu powietrza i w niektórych gaźnikach jest większa niż w innych, oraz że należy ją przypisać różnicom w równowadze powietrza.

Wpływ pulsacji strumienia powietrza.

Wszystkie dotychczas przedstawione wyniki dotyczą równomiernego lub prawie równomiernego przepływu powietrza. Na rys. 13 podane są wyniki prób na dmuchawie i na silniku gaźnika, który zasila jedynie 3 cylindry wielocylindrowego silnika. Począwszy od połowy otwarcia przepustnicy występuje szybkie wzbogacanie się mieszanki przy próbach na silniku, czego niema podczas prób na dmuchawie. Seria prób, przy których były wyeliminowane pozostałe możliwe przyczyny, jak zagięcia lub kolana w rurze ssącej, wykazała, że wzbogacenie to zostało wywołane jedynie pulsacją strumienia. W celu ostatecznego sprawdzenia wykonano próby na dmuchawie i na silniku, przy użyciu w obu wypadkach tego samego kompletu rur ssących i czterech gaźników oraz tego samego przepływomierza powietrza. Przepływ powietrza przez przepływomierz był równomierny podczas obu prób, ponieważ chwyty powietrza wszystkich czterech gaźników były do niego przyłączone. Kiedy gaźnik zasila tylko niewielką ilość cylindrów i strumień powietrza jest pulsujący, należy zwracać uwagę na błędy, które mogą z tego powodu wyniknąć.



Rys. 13. Porównanie prób na silniku i na dmuchawie gaźnika zasilającego trzy cylindry.

A — krzywa dławiona wyznaczona z krzywych mocy (linie pełne) zmierzonych na dmuchawie.
B — krzywa dławiona uzyskana na silniku przy użyciu przepływomierza powietrza.
C — krzywa dławiona przy użyciu chwytu powietrza „płatowcowego" i wydatkach powietrza obliczonych z otrzymanych mocy silnika.

PRÓBY SPECJALNE

Obmarzanie.

Sposoby przeprowadzania prób z obmarzaniem zostały już omówione w pewnym stopniu gdzieindziej [8] i wobec tego nie ma potrzeby szczegółowego rozpatrywania tego zagadnienia na tym miejscu. Jednakże, pożyteczne będzie podanie normalnych prób, jakim powinien być poddany gaźnik, który ma być wolny od tego zjawiska. Próby te mogą się nieco różnić zależnie od tego, jaka metoda została zastosowana celem zapobieżenia obmarzaniu. Jeżeli gaźnik został tak zaprojektowany, aby nie obmarzał w dowolnych warunkach atmosferycznych, powietrze powinno być doprowadzane do chwytu powietrza w gaźniku przy temp. +5°C[15]), przy czym odpowiednia porcja rozpylonej wody powinna być wtryskiwana do powietrza, tak aby ogólna zawartość wody w powietrzu wynosiła 30% ponad stan nasycenia. Próby należy przeprowadzać przy różnych położeniach przepustnicy w całym ich zakresie, przy czym w ciągu 10 minut nie powinien wystąpić dostrzegalny spadek przepływu powietrza lub paliwa, po uprzednim ustaleniu warunków pracy gaźnika w ciągu 10-ciu minut przy tej samej temperaturze powietrza wlotowego lecz bez wtryskiwania wody.

Jeżeli przewidziane jest urządzenie do podgrzewania i lub osłaniania wlotu, mogą być postawione nieco lżejsze warunki. Przy podgrzewanym lecz nieosłanianym wlocie temperatura powinna być taka, jaka może być utrzymana w locie przy niesprzyjających warunkach atmosferycznych, a woda powinna być dodawana aż do uzyskania ogólnej zawartości wody, wynoszącej 130% stanu nasycenia przy tej temperaturze. Jeżeli gaźnik jest osłonięty przed bezpośrednim dostaniem się deszczu, śniegu itp., lecz ciepło nie jest w nim doprowadzane poza punktem, gdzie może występować wydzielanie się wody, próba powinna być wykonana z nasyconym powietrzem, lub, jeżeli to nie jest w rzeczywistości osiągalne, z powietrzem, do którego dodawana jest sama woda, aż do osiągnięcia stanu nasycenia. W wypadku, kiedy ciepło jest doprowadzane do powietrza wlotowego za punktem, gdzie woda może się wydzielić, wilgotność powietrza użytego do prób powinna być taka, aby bez doprowadzania ciepła powietrze było dokładnie nasycone. We wszystkich wypadkach, kiedy osłonięty chwyt powietrza został użyty, temperatura podczas prób powinna wynosić 15°C, chyba że inna określona temperatura ma być utrzymywana przy użytkowaniu.

Dysze.

Studium zachowania się otworów dozujących, t.zn. zarówno samych dysz jak i dysz w połączeniu z kanałami, może się odbywać z pożytkiem oddzielnie od gaźnika i może doprowadzić do wyeliminowania niepożądanych charakterystyk. Metody przeprowadzania takich prób nie różnią się od innych studiów nad dyszami [9 i 2] i wszystkie szczegóły mogą być znalezione w oryginalnych publikacjach. Przy wykonywaniu takich prób powinno się stosować jaknajprostsze metody; tak np. lepiej jest odczytywać ciśnienia z manometrów rurkowych niż z puszkowych, wydatki paliwa brać z bezpośredniego pomiaru ciężaru lub objętości niż za pomocą metod pośrednich itd.

Wpływ temperatury.

Wpływ niskich temperatur może być czasami studiowany przez użycie innej cieczy niż benzyna, mającej większą gęstość i lepkość i odtwarzającej w przybliżeniu własności benzyny przy niskiej temperaturze. Ponieważ od paliw nie wymaga się ściśle określonej gęstości i nie zwraca się zupełnie uwagi na ich lepkość, powinno się unikać stosowania takich dysz itp. elementów, których charakterystyki zależą od tych wielkości. Zostało stwierdzone, że w pewnych typach dysz oba te czynniki działają w przeciwnych kierunkach i mogą się znieść wzajemnie [2] w użytkowym zakresie pracy przy rozpatrywaniu zmian temperatury.

Pochylenia.

Jakkolwiek bardzo dokładne dozowanie mieszanki w gaźniku jest wymagane jedynie podczas przelotów, to jednak umiarkowana dokładność powinna być zapewniona w szerokim zakresie położeń gaźnika. Próby pochylania nie przedstawiają trudności, o ile urządzenie jest do tego przystosowane, przy czym praktycznie nie jest konieczne mierzenie przepływu powietrza podczas prób; podciśnienie w gaźniku może być z wystarczającą dokładnością użyte do utrzymywania stałego przepływu powietrza, podczas gdy kąt pochylenia będzie zmieniany. Pożądane jest robienie pomiarów zarówno przy zwiększaniu jak i zmniejszaniu pochylenia, gdyż o ile jakiś kanał zaczyną być zalewany przy dużym kącie, może on „syfonować" i przy zmniejszonym kącie.

Katapultowanie.

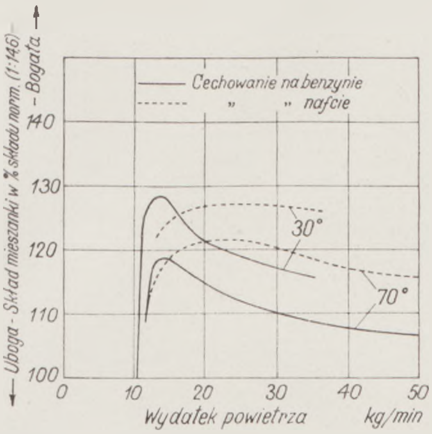
Podczas startu katapultowego przyśpieszenie wywołuje efekt pochylenia i wzmożenia pola grawitacji ziemskiej i dlatego zachowanie się gaźnika w takich

[15]) Bez urządzenia chłodniczego o wydajności wystarczającej dla oziębienia powietrza wymaganego przez gaźnik, próba taka może być wykonywana jedynie podczas miesięcy zimowych. Skoro pewne rozwiązanie konstrukcyjne zostanie raz wypróbowane z dodatnim wynikiem, zbędne jest przeprowadzanie dalszych prób aż do czasu, kiedy to rozwiązanie zostanie zmodyfikowane; to też próby takie mogą być przeprowadzane w takich ośrodkach, gdzie urządzenie chłodnicze istnieje. (Przyp. w oryginale).

warunkach, za wyjątkiem początkowego stadium, może być przestudiowane przez wykonywanie prób z pochyleniem o odpowiedni kąt, który jest w takich wypadkach rzędu 70°, od normalnego położenia, przy przyśpieszeniu poziomym = 5 g. Taka metoda nie pozwala na odtworzenie odkształceń mechanizmu, które mogą być wywołane przez siły bezwładności, lecz ta kwestia może być najlepiej przestudiowana przez skombinowanie obliczeń i prób mechanicznych. Wpływ na dozowanie posiadają takie odkształcenia, które powodują zmianę położeń zmiennych otworów, dźwigni, cięgieł itp.

Rozpylanie.

Przez zastosowanie szkła lub innego przezroczystego materiału do wykonania kanałów, można przekonać się o zachowaniu się mieszanki w układzie zasilającym. Do tego celu nadaje się dobrze „Perspex“, jako materiał bardzo przezroczysty i łatwo obrabialny. Zmniejszenie widoczności, spowodowane przez



Rys. 14. Próby porównawcze przy użyciu benzyny i nafty w warunkach odpowiadających wysokości 3660 m.

osiadanie cieczy na ściankach, może być zredukowane przez rzucenie snopa światła wpoprzek badanego kanału. Przy normalnych ciśnieniach i temperaturach znaczna część paliwa pozostaje w stanie płynnym [10] i możliwości wykonania pewnych prac w kierunku polepszenia rozpylenia, bez współudziału silnika, są ograniczone.

Zastąpienie benzyny innymi cieczami.

Od czasu do czasu robione są propozycje używania innych cieczy poza benzyną do cechowania gaźników. Znaczna część pomocniczej pracy może być dokonana przy użyciu nafty lub benzyny lakowej*), lecz wszystkie ostateczne próby gaźników-prototypów muszą być wykonane z benzyną ze względu na wpływ zmiany lepkości i gęstości na dozowanie. Krzywe z rys. 14 wskazują na różnice występujące przy użyciu benzyny i nafty w pewnym nowoczesnym typie gaźnika. Z rysunku tego widać, że przy użyciu nafty następuje ogólne wzbogacenie i że kształt krzywych jest inny przy najmniejszych wielkościach przepływu powietrza. Nafta może być zupełnie dobrze użyta do sprawdzania gaźników seryjnych, jednakże pod warunkiem uprzedniego przeprowadzenia prób porównawczych w celu ustalenia wpływu tej zmiany paliwa.

BIBLIOGRAFIA

[1] Tice & Dickinson. Metering Characteristics and Carburettors. — N.A.C.A. Rep. Nr 49.

[2] Clothier. Carburettor Fuel Metering Characteristics. — R. & M. 1361.

[3] King. The Measurement of Air Flow. — Engineering, Kwiecień 13 i 20, 1923.

[4] Mueller & Peters. — V.D.I. Lipiec 6, 1929, str. 966.

[5] Stewart. Aircraft Instruments, str. 118. Chapman & Hall.

[6] Allfrey. Air and Vapour Locks in Fuel System. — R. & M. 1693.

Clothier. Fuel Pumps for Aeroplanes. — Proc. Inst. Auto. Eng., Tom XXXI, str. 452.

[7] Swan. Handbook for Aeronautics, 3-cie wyd., Tom. II, str. 253.

[8] Clothier. Ice formation in carburettors. — Jour. Royal Aero. Soc., Wrzesień, 1935, Tom XXXIX, str. 761. Swan. Freezing in Carburettors. — Aircraft Engineering, Styczeń, 1936.

[9] Zucrow. Discharge Characteristics of submerged jets. — Bulletin of Purdu University, Tom XII, Czerwiec, 1928, Nr 4.

[10] Brown & Skinner. Motor Fuel Volatility. — Industrial and Engineering Chemistry, Tom 22, Nr 3, Marzec, 1930.

---

*) Wąska frakcja ropy naftowej, leżąca między benzyną i naftą, używana jako rozpuszczalnik.

Od dzisiaj przestańmy marnować cenne spostrzeżenia i wnioski, wyciągane z przygodnych nieraz dyskusji technicznych i dzielmy się nimi z czytelnikami „TECHNIKI LOTNICZEJ“.

Stosownie do zapowiedzi, podanej we wstępie do Nr 1 „TECHNIKI LOTNICZEJ“ z bieżącego roku, rozpoczęliśmy zamieszczanie w naszym piśmie krótkich notatek o charakterze technicznym i publicystycznym, jednak ściśle związanych z techniką lotniczą.

Zdajemy sobie sprawę, że powodzenie nowego działu „TECHNIKI LOTNICZEJ“ zależy wyłącznie niemal od zainteresowania, jakie mu okażą nasi czytelnicy, i z tego względu zwracamy się do Nich z prośbą o przystąpienie do współpracy z nami przez nadsyłanie nam krótkich notatek o podanym charakterze.

E R R A T A

W artykule „Środek sił poprzecznych i środek skręcenia przekrojów belek cienkościennych osadzonych swobodnie“ — Technika Lotnicza Nr 1, 1939 r., str. 2—6, zauważono następujące błędy druku:

we wzorze (4)

zamiast ∂_x i ∂_y pod znakiem całek winno być ∂x i ∂y,

na str. 5, wiersz 1

zamiast $\left|\frac{d\xi(s)}{dz}\right|_0$ winno być $\left|\frac{d\xi(z)}{dz}\right|_0$,

na str. 5, wiersz 18 od góry

po słowie „w równaniach“ należy dodać „pracy“;

we wzorze (14)

zamiast M^2 winno być π^2

we wzorze (16a)

w liczniku zamiast $+\lambda lrz$ winno być $+2\lambda lrz$.

XVI Międzynarodowy Salon Lotniczy w Paryżu

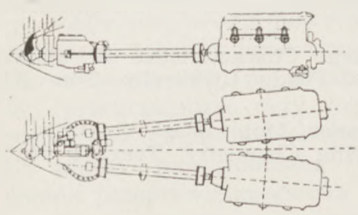
(Dokończenie)

ŚMIGŁA

Jeszcze przed kilku laty można było nie pisać o salonowych „deskach". Zmiany, jakie od tego czasu zaszły — wzrost szybkości, wysokości lotu, mocy potrzebnych i wymagań odnośnie zespołu śmigło-silnikowego, postawiły przed konstruktorami śmigieł dużo trudnych zagadnień i wywołały taką ilość pracy, że nie można jej pominąć milczeniem. O tempie rozwoju śmigieł nastawnych w locie świadczy wymownie fakt, że na ostatnim salonie 13 wytwórni wystawiło 17 różnych rozwiązań konstrukcyjnych. Śmigło nastawne w locie stało się obowiązującym wyposażeniem nowoczesnego samolotu tak wojskowego jak i cywilnego. Korzyści regulacji skoku w locie zostały już we właściwym czasie wszechstronnie przedyskutowane (Techn. Now. Lotn. Nr 9 — 1936 i Nr 3 — 1937; Technika Lotnicza Nr 3 — 1938) i nie są dziś przez nikogo kwestionowane.

Uwagę naszą w stronę śmigła, jako elementu wiążącego silnik z płatowcem przyciąga jeszcze coś innego. Rozchodzą się wieści, że nie można zrobić normalnego śmigła, któreby pochłaniało kilka tysięcy koni, a równocześnie odpowiadało elementarnym wymaganiom lotniczym w zakresie wymiarów i ciężaru. W jaki więc sposób „wydmuchać" moce, ku którym dąży krzywa rozwoju silników? Z tym pytaniem pojedziemy jeszcze na niejeden salon.

Największe śmigła homologowane miały: Rotol (dla Herkulesa) na 1400 KM z łopatami magnezowymi (nie wystawione) i Hamilton (dla Twin Waspa) — na 1200 KM o średnicy 5 m. Eksperymentalne śmigła tych wytwórni pochłaniają podobno 2000 KM — Rotol (łopaty ciągle magnezowe) i 2200 KM — Hamilton przy średnicy 6 m. Śmigło de Havilland 6000 ma pochłaniać 1700 KM.



Rys. Interavia

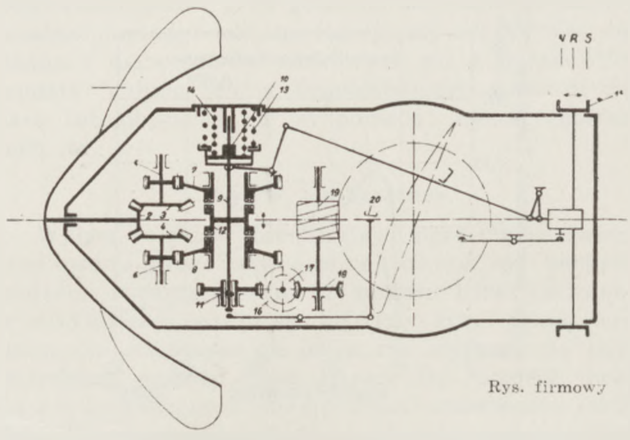
Rys. 1. Schemat napędu śmigieł na samolocie Centre 110.

Ciężar wystawionych śmigieł, przeznaczonych do silników ok. 1000 KM jest dość wyrównany i zawiera się w granicach 0,14 do 0,16 kg/KM. Dla większych mocy cyfry te powiększają się w sposób niepokojący. Moc śmigieł podobnych przy stałej szybkości obwodowej rośnie, jak wiadomo, z kwadratem średnicy, a ciężar z sześcianem. Na pytanie więc, czy dalszy rozwój śmigieł dla mocy ponad 2000 KM pójdzie mimo wymiary i ciężar w kierunku pojedyńczego śmigła, czy w kierunku rozbicia mocy np. na dwa śmigła przeciwbieżne — ostatni salon nie dał odpowiedzi. Śmigła dla mocy rzędu 2000 KM będą prawdopodobnie pojedyńcze i około 6 m średnicy przy trzech łopatach. Reduktor na ok. 750 obr/min.

Nie jest także rozstrzygnięte, jaki rodzaj energii nadaje się najlepiej do nastawiania łopat. Wyzyskuje się zasadniczo cztery źródła energii: 1) ciśnienie oleju, 2) elektryczność, 3) wał silnika, 4) siły aerodynamiczne. Niektóre konstrukcje korzystają z kilku źródeł. Na 17 różnych śmigieł nastawnych w locie było 7 hydraulicznych, 3 elektryczne, 2 aerodynamiczne i 5 mechanicznych — w tym 3 nastawne samoczynnie siłą odśrodkową łopat bądź też ciężarków i sprężyn. Najbardziej rozpowszechnione są śmigła hydrauliczne i elektryczne.

Ten stan rzeczy utrzyma się prawodopodobnie przez czas dłuższy. Zanotujmy, że Francja mając śmigło elektryczne kupiła licencję Hamiltona (hydrauliczne), a Rotol mając własną konstrukcję hydrauliczną nabył licencję Curtiss Wright'a (elektryczne). Skoro już mowa o licencjach dodajmy, że Hamiltona robi prawie cała Europa (m. inn. Anglia, Francja, Włochy, Niemcy), lecz mimo to powstaje coraz więcej konstrukcji oryginalnych. Ostatni salon jest pierwszym, który wykazał spadek procentowej ilości wystawionych śmigieł licencji Hamilton.

Śmigło o napędzie aerodynamicznym, będące dziś w początkowej fazie rozwoju, posiada duże zalety dzięki prostocie instalacji i niezawodności źródła energii. Poszczególne konstrukcje napędów łopat opiszę krótko niżej.



Rys. firmowy

Rys. 2. Śmigło Argus.
1 — młynek, 12 — dwustronne sprzęgło kłowe, 10 — regulator, 15 — sterowanie.

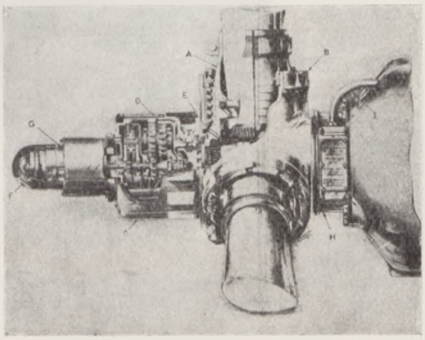
Ułożyskowanie łopat nastawnych stosuje się trojakiego rodzaju: 1) jedno łożysko osiowe (kulki lub rolki) przenoszące siłę odśrodkową i dwa łożyska promieniowe (igły, rolki, kulki lub panewki brązowe) przenoszące siły boczne (Hamilton, Gnome-Rhône, Chauvière i in.), 2) kilka równoległych łożysk osiowych (kulki) przenoszących wszystkie obciążenia (Rotol), 3) łożysko Ratier — kulki (około 1000 sztuk) na powierzchni śrubowej przenoszące zasadniczo wszystkie obciążenia. Stopy łopat są albo spęczane po nałożeniu łożyska (Hamilton, Gnome-Rhône) albo nagwintowane i zaopatrzone w stalową stopę (Rotol, Ratier, Chauvière i inn.). Hamilton zastosował w Hydromaticu nowy element — poduszkę ze sztucznej żywicy, umocnionej włóknami bawełnianymi, umieszczoną między stopą łopatki i pierścieniem łożyska rolkowego. Poduszka jest formowana na gorąco po całkowitym obrobieniu stopy łopaty.

Łopaty wystawionych śmigieł były wykonane przeważnie ze stopów Al (dural i inn.). Stopy Mg (elektron) stosuje Rotol i częściowo Hispano Suiza. Łopaty drewniane do piast metalowych wystawił Heine i Schwarz. Charakterystyczny był brak łopat stalowych.

Zastosowano następujące zabezpieczenia od korozji: 1) polerowanie (Hamilton), 2) obróbka elektro-chemiczna (de Havilland, Rotol), 3) lakierowanie (Gnome-Rhône, Hispano Suiza), Schwarz stosuje specjalną warstwę utworzoną z płótna lub siatki stalowej zatopionej w warstwie cellonu, (grubości ok. 2 mm) nakładanego pod ciśnieniem 7 kg/cm². Na krawędzi natarcia znajduje się osłona z blachy mosiężnej przypawanej do siatki brązowej zatopionej w cellonie (rys. 7).

Piasta służy w większości śmigieł do przeniesienia zarówno sił odśrodkowych łopat jak i sił bocznych. W tym wypadku jest ona wykonana z jednego kawałka, a łopaty przymocowane są nakrętkami. Jedynie Hamilton rozdziela siły między piastą właściwą, przenoszącą moment i ciąg, i zewnętrzną skrzynkę (dwudzielną) przenoszącą siły odśrodkowe łopat. Wzajemne położenie obu części jest ustalone za pomocą wkładek z syntetycznej żywicy umocnionej włóknami bawełnianymi.

Osadzenie na wale przeważnie typu SAE z dwoma stożkami centrującymi. Na wale typu Bristol potrzebny jest tylko stożek przedni. Silniki niemieckie mają prawie wyłącznie kołnierze z ząbkami i otworem w środku (ok. 60 mm), ze śmigłami przymocowanymi śrubami i centrowanymi na kołnierzu.



Fot. firmowa

Rys. 3. Śmigło Curtiss Wright.

D — dwustopniowa przekładnia satelitowa (1:14706)
F — hamulec (sprężynowy)
G — silnik elektryczny (12 volt.)
I — doprowadzenie prądu

Przechodząc do instalacji śmigieł na płatowcach zauważmy, że wszystkie wystawione śmigła metalowe były trzyramienne. Do wyjątków należały „Wyżeł", „Mewa", jedna wersja Hurricane i Spitfire (nie mówiąc o małych samolotach szkolnych lub sportowych) ze śmigłami drewnianymi o skoku stałym. Śmigła przeciwbieżne przechodzą ciągle okres niepewności. Zastosowano je (model) tylko na jednym samolocie czterosilnikowym Centre 110 (bomb.). Schemat napędu przedstawia rys. 1. Dwa silniki są umieszczone obok siebie w jednej gondoli pod skrzydłem. Każdy silnik napędza jedno śmigło za pośrednictwem dwóch lub trzech kół zębatych. Śmigła mają być nastawiane w locie za pomocą dwóch silników elektrycznych.

Układ samolotu jednosilnikowego jest ustalony: jedno śmigło ciągnące. Jedynie wystawiony na stoisku Lorraine'a silnik Sterna III z reduktorem na dwa śmigła, przypominał odbiegającego od tego standardu Koolhovena FK 55. Podobnie ustalony układ mają samoloty dwusilnikowe z wyjątkiem Fokkera D 23 ze śmigłami ciągnącym i cisnącym w odległości około 8 m od siebie. Cztery śmigła były w dwóch układach — 1) w płaszczyźnie skrzydeł przed krawędzią natarcia (Potez 662 — 4x14 M, Bloch 132 — 4x14 AA), 2) w gondolach pod skrzydłem (Centre 2234 — 4x12 Y ze śmigłami ciągnącym i cisnącym, Centre 110). Najkorzystniejsze byłoby prawdopodobnie zachowanie układu drugiego, lecz z przeniesieniem silników w płaszczyznę skrzydeł. Są jednak duże trudności przy takim rozwiązaniu — głównie podparcie tylnego śmigła bądź też silnika. W samolotach sześciosilnikowych — znów standard — sześć śmigieł ciągnących przed krawędzią natarcia (Potez 160 — model latający Potez'a 161, Latecoère 631, SE 200 — transatlantyki).

Położenie śmigieł na samolotach wielosilnikowych jest zgodne z zasadą — jak najbliżej płaszczyzny symetrii. Odległości końców łopat od kadłuba i między śmigłami są 0,2 do 0,5 m. Odległość od krawędzi natarcia 0,4 do 0,8 D. Śmigła były najczęściej ustawione w jednej płaszczyźnie przechodzącej tuż za kabiną pilota.

Jeszcze słów kilka o urządzeniach dodatkowych.

Duże uproszczenie sterowania regulatora obrotów (znane zresztą w Polsce od przeszło dwóch lat) wprowadził Ratier. Połączył on mianowicie manetkę regulatora z manetką gazu. Wskutek tego przesunięcie manetki gazu np. w położenie startowe nastawia regulator na startową ilość obrotów, zamknięcie gazu powoduje zmniejszenie obrotów do minimum itd. Ogranicza to używanie silnika teoretycznie tylko do jednej (ustalonej kinematyką układu) krzywej mocy w funkcji obrotów. Ograniczenie to przy odpowiednim kształcie krzywej jest (zdaniem kierownika biura studiów wytw. Ratier) dla celów praktycznych dopuszczalne, a uwalnia pilota zupełnie od obsługi regulatora (przed i po starcie, w czasie akrobacji i w innych warunkach lotu).

Nie pokazano na salonie żadnego samoczynnego urządzenia synchronizacyjnego. Claudel Hobson wystawił podwójną manetkę dla dwóch silników z ręczną regulacją obrotów.

Sprzęgło elastyczne do napędu śmigła było tylko na silniku Armstrong Cheetah XI — co tłumaczy się tym, że jest to gwiazda 7 cyl. z reduktorem. Element sprężysty stanowi tarcza gumowa ∅ 300×25 mm.

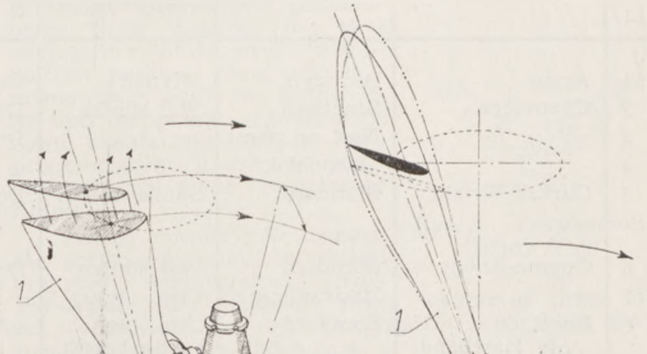
Hamulce śmigłowe wystawiły Bronzavia i D.F. — hamulec pneumatyczny systemu Goodrich. Znajdują one jeszcze zastosowanie na niektórych samolotach.

Osłony piast są stosowane powszechnie (wyjątek Blenheim-Rotol). Do odlodzenia używa się znanej metody fizycznej — ciecz doprowadzana na powierzchnię łopat.

Mechanizmy do nastawiania łopat.

A r g u s (rys. 2).

Napęd młynkiem umieszczonym przed śmigłem i obracającym się w stronę przeciwną do kierunku obrotu śmigła. Przekładnia zębata ze sprzęgłem dwustronnym, sterowanym przez regulator odśrodkowy. Regu-



Rys. 4. Śmigło Lavaud

3 — drążek skrętny, 6 — rolki, 7 — krzywka.

lator z dwiema sprężynami, z których jedna jest wyłączana przez pilota. Duże ilości obrotów. W razie zatrzymania silnika przestawianie „w chorągiewkę“ także za pomocą młynka.

Chauvière.

Napęd z wału silnika za pomocą samohamownej przekładni zębatej (1:4392 i 1:5229). Uruchamianie — hamowaniem jednego z dwóch bębnów. Sterowanie hamulca ręczne — ciśnieniem powietrza (10 kg/cm²).

Curtiss Wright (rys. 3).

Silnik elektryczny umieszczony przed śmigłem napędza łopaty za pośrednictwem podwójnej przekładni satelitowej. Na łopatach wieńce zębate stożkowe.

Gnome-Rhône.

Napęd z wału silnika. Ciśnienie powietrza sterowane ręcznie powoduje zazębienie jednej z dwóch spiral (o przeciwnym kierunku zwoju) z kołem napędzającym łopaty. Przekładnia 1:10752, czas przestawiania 1,14 sek/1° (2360 obr/min.). Konstrukcja śmigła hydraulicznego jest jeszcze nieujawniona.

Hamilton (lic. de Havilland i Hispano Suiza).

Śmigło Standard (Techniczne Now. Lotnicze Nr 9 — 1936, Nr 3 i 4 — 1937) po milionach godzin pracy zostaje zastąpione przez Hydromatic (Technika Lotnicza Nr 9 — 1938). Zasadniczą zmianą jest zwiększanie zakresu przestawiania (33° — praca + 45° „w chorągiewkę“) oraz możność dalszego rozwoju nowej konstrukcji w zakresie przestawiania (skok ujemny), ilości łopat i napędu drugiego śmigła (przeciwbieżne).

Hispano Suiza.

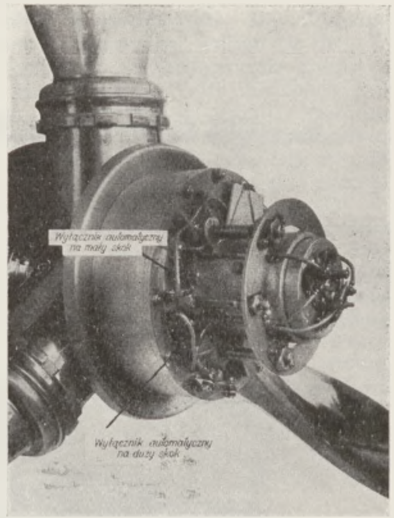
Śmigło lic. Hamilton Standard dostosowane do armatki (Oerlikon-Hispano) z otworem ⌀ 55 w środku.

Junkers.

Napęd łopat silnikiem hydraulicznym umieszczonym wewnątrz piasty.

Lavaud (rys. 4).

Nastawianie łopat automatyczne głównie pod działaniem ich własnej siły odśrodkowej (wzgl. drążka skrętnego). Konstrukcja prosta i lekka. Ze śmigłem tego typu otrzymano 1975 obr/min. na ziemi (V = 0) i 2075 obr/min.



Fot. firmowa

Rys. 5. Śmigło Ratier

ŚMIGŁA — ZESTAWIENIE

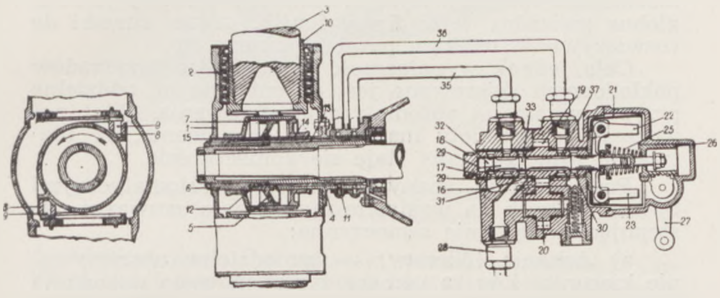
L. p.	Śmigło	Typ	Główna siła napędzająca	Zakres	Przekładnia	Nastawianie	Materiał łopat	Uwagi
1	Argus	Aerodyn.	Młynek	Dow.	Zębata	Automat	Al	2 zakresy obr.
2	Chauvière	Standard	Wał silnika	Dow.	Zębata	Ręczne	Al	
3	„	Nast. na ziemi		Dow.			Al	
4	„	„Monoblok“		0			Al	skok stały
5	Curtiss Wright	Standard	Silnik elektr.	Dow.	Podw. przekł. satelit.	Automat	Al	
6	Gnome-Rhône	Standard	Wał silnika	Dow.	Zębata	Ręczne	Al	
7	„	Hydrauliczne	Ciśn. oleju			Automat	Al	
8	Hamilton (de Havilland)	Standard	Ciśn. oleju i siła odśrodk.	10°	Dźwign.	Ręczne lub automat	Al	dwuskok
9	Hamilton (Hispano)		+ sprężyny	20°	Dźwign.	Automat	Al	
10	Hamilton	Hydromatic	Ciśn. oleju	33+45°	Zębata	Automat	Al	
11	Hispano	Ham. stand.					Al lub Mg	Hel. canon
12	Junkers	Standard	Silnik hydr.	Dow.	Zębata	Automat	Al lub drzewo	
13	Lavaud	Automat.	Siła odśrodk. łopat i spręż.			Automat	Al	bez regulatora
14	Levasseur	Standard		Dow.		Na ziemi	Al	
15	Merville			0			Drzewo	skok stały
16	Ratier	Standard	Silnik elektr.	Dow.	Podw. śrub.	Ręcznie lub automat	Al	
17	„	Aerodyn.	Młynek	Dow.	Podw. śrub.	Automat	Al	dwuskok bez regulatora
18	„	Automat.	Siła odśrodk. łopat i spręż.			Automat	Al	Bez regulatora
19	Rotol	Standard	Ciśn. oleju	20°	Dźwign.	Automat	Mg lub drzewo	
20	„	„ z dod. cyl.	Ciśn. oleju	80°	Dźwign.	Automat	Mg lub drzewo	
21	„	Curtiss Wright	Silnik elektr.	Dow.	Podw. przekł. satelit.	Automat	Mg lub drzewo	
22	Schwarz	Standard	Siła odśrodk. i sprężyny		Dźwign.	Automat	Drzewo	Dwuskok bez regulatora
23	Szomański			0			Drzewo	Skok stały
24	Valentin			0			Drzewo	Skok stały
25	VDM	Standard	Silnik elektr.	Dow.	Zębata	Ręczne	Al lub drzewo	

(Vmax = 230 km/godz.). Śmigło o skoku stałym dało odpowiednio 1975 i 2325 obr/min. (Silnik 250 KM).

R a t i e r (rys. 5).

Typ standard—napęd silnikiem elektrycznym (25 V. 8 amp. śr.) za pośrednictwem podwójnej przekładni śrubowej. Druga śruba pociąga zwykłą zębatkę obracającą łopatę. Przekładnia 1:55200. Sterowanie ręczne lub automatyczne.

Dwuskok z młynkiem — nastawianie automatyczne w zależności od szybkości lotu. Względny ruch młynka przenosi się za pomocą podwójnej przekładni śrubowej na tłok, który może przesuwać się w kierunku osiowym. Łopaty są połączone z tłokiem korbowodami. W śmigle automatycznym łopaty są uruchamiane własną siłą odśrodkową bądź też sprężynami.



Rys. firmowy

Rys. 6. Śmigło Rotol
5 — tłok, 7 — cylinder.

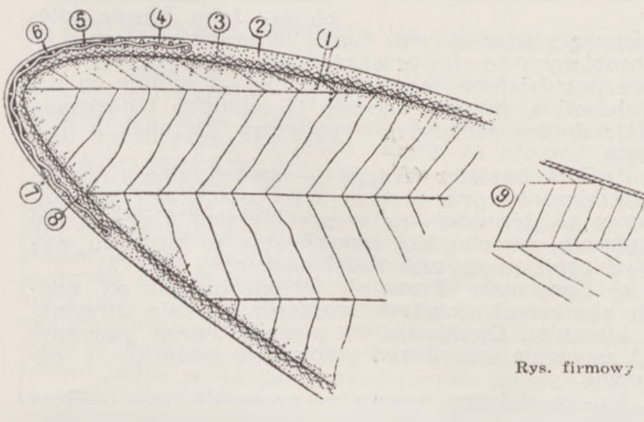
R o t o l (ROlls Royce i BrisTOL) (rys. 6).

Typ standard — napęd hydrauliczny. Ruchomy cylinder znajduje się w płaszczyźnie łopat. Ruch (w obie strony pod ciśnieniem oleju) przenosi się z cylindra bezpośrednio na łopaty. Zakres 20° szybkość przestawiania 3°/sek.

Typ standard — z dodatkowym cylindrem przed śmigłem — zakres 80°.

Typ elektryczny — według licencji Curtiss Wright.

Łopaty dla samolotów lądowych — stop Mg, dla wodnosamolotów drzewo — licencja Schwarz.



Rys. firmowy

Rys. 7. Pokrycie łopaty pat. Schwarz
1 — cellon przenikający w pory drzewa, nakładany pod ciśnieniem 7 kg/cm², 2 — emalia, 3 — płótno, 4 — siatka brązowa, 6 — blacha mosiężna przypawana do siatki.

S c h w a r z (rys. 7).

Dwuskok przestawiany automatycznie siłą odśrodkową działającą na specjalne ciężarki względnie siłami sprężyn.

V D M.

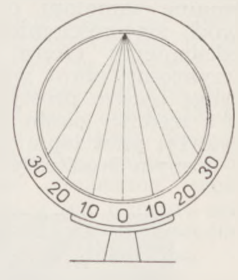
Łopaty przestawiane silnikiem elektrycznym umieszczonym poza śmigłem. Sterowanie ręczne.

Inż. Wojciech Dostatni

PRZYRZĄDY POKŁADOWE

Przeglądając na Salonie stoiska firm, specjalizujących się w dziedzinie przyrządów pokładowych, można było do pewnego stopnia wyciągnąć szereg wniosków, dotyczących ogolnego kierunku rozwoju tej gałęzi techniki lotniczej. Przede wszystkim rzucał się w oczy zanik wszystkich bardzo skomplikowanych przyrządów oraz rewelacyjnych wynalazków, które można było zauważyć na poprzednich wystawach lotniczych. Tak więc np. nie widać było zupełnie wysokościomierzy dźwiękowych, wysokościomierzy fotometrycznych, wysokościomierzy przyśpieszeniowych lub pojemnościowych, busol elektromagnetycznych w rodzaju włoskiej busoli „Guerra", skomplikowanych wskaźników drogi, w rodzaju francuskiego Calculateur de route Mengden, różnego typu cinemoderiwometrów, cloudringów itp. Widoczne jest, że przyrządy te nie mogły osiągnąć takiej doskonałości, która pozwoliłaby im wejść do seryjnego wyposażenia samolotów, i obecnie nikt się nimi nie interesuje. Rozwój wyposażenia samolotu idzie bezwątpienia tylko po drodze drobnych ulepszeń i udoskonaleń przyrządów zasadniczych, przy czym zaznacza się dążenie do jak największego uproszczenia przyrządów i, jeżeli chodzi o przyrządy silnikowe, do zmniejszenia ilości ich i dalszej zmiany wskazań ilościowych na jakościowe.

W ten sposób, np. obok trzywskazówkowego przyrządu, który w lotnictwie polskim uzyskał nazwę kontrolera silnika, na wystawie pokazał się przyrząd czterowskazówkowy, wystawiony przez firmę niemiecką Siemens, która obecnie zaczęła się zajmować techniką przyrządów pokładowych, zwracając uwagę na elektryczne przekazywanie wskazań poszczególnych przyrządów, co prawdopodobnie będzie główną specjalnością tej firmy.



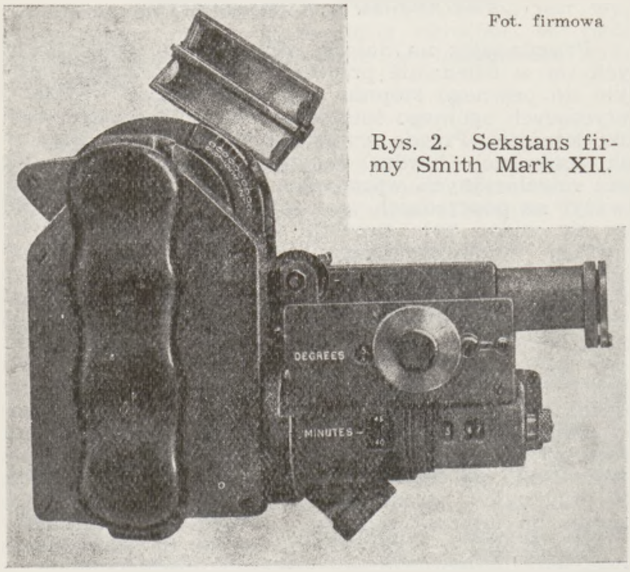
Rys. 1. Derywometr firmy Vion.

Poza tym przedstawione były tablice przyrządów pokładowych firmy Jaugeur bez skal przyrządów silnikowych (manometrów paliwa i oleju oraz termometrów); skale te zamienione były lampkami sygnalizacyjnymi, zapalającymi się w razie przekroczenia granic dopuszczalnych, np. przez temperaturę silnika.

Pewną nowością w dziedzinie przyrządów silnikowych jest przyrząd szwajcarskiej firmy Per-Avia, który wskazuje pracę wykonaną przez silnik — wskazania w tym przyrządzie są funkcją obrotów oraz ciśnienia ładowania.

Pokazało się też parę nowych paliwomierzy, np. wspomniana wyżej firma Jaugeur wystawiła dwa takie przyrządy; pierwszy z nich składa się z cylindra wypełnionego paliwem do poziomu, odpowiadającego poziomowi cieczy w zbiorniku, oraz słupka grafitu, na którym ten cylinder spoczywa. Wskazania wskaźnika zmieniają się wraz z wielkością prądu przepływającego przez słupek z grafitu i zależne są od oporu słupka, który z kolei zależy od siły ściskającej go, a więc od poziomu paliwa w zbiorniku. Drugi paliwomierz firmy Jaugeur zbliżony jest do dawnych paliwomierzy typu „Corset"; jak widać z powyższego, sprawa uzyskania dobrego paliwomierza będzie jeszcze w ciągu dłuższego czasu zajmowała lotnictwo.

Poza tym firma „Bowser" pokazała przepływomierz, działający z dokładnością do ± ½%. W komorze przyrządu włączonego pomiędzy pompką paliwową i gaźnikiem znajduje się pewna ilość (5) cylinderków rozstawionych dookoła wałka przechodzącego przez środek komory. Przy pomocy zaworku, przytwierdzonego do wałka, wlot do każdego z powyżej wspomnianych cylinderków jest kolejno otwierany i zamykany, dzięki czemu paliwo wpływa kolejno do każdego z cylindrów i wypycha odpowiedni tłoczek. Ruch suwowy tłoczków zamieniany jest w ruch obrotowy wałka; w ten sposób ilość obrotów wałka jest proporcjonalna do ilości paliwa, które przepłynęło przez przyrząd. Obroty wałka liczone są za pomocą licznika ustawionego na tablicy przyrządów w kabinie pilota za pośrednictwem prze-

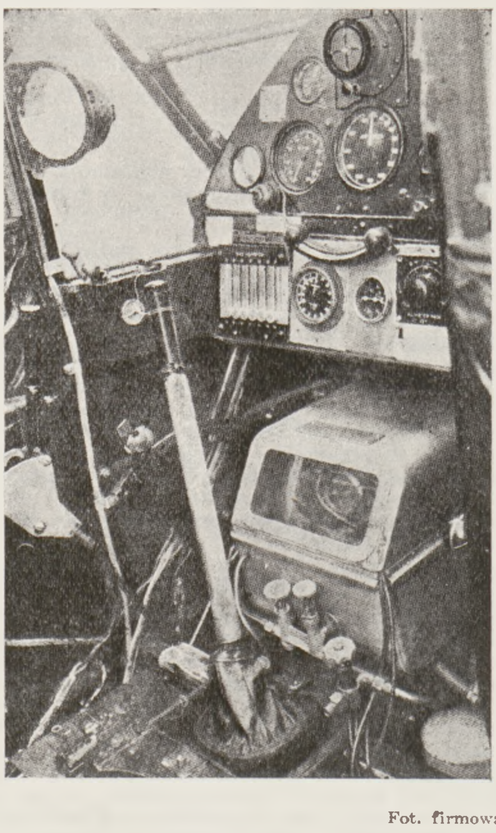


Fot. firmowa

Rys. 2. Sekstans firmy Smith Mark XII.

kładni elektromagnetycznej. Wadą tego przyrządu jest zbyt wielka jego precyzja i co za tym idzie łatwość uszkodzeń.

W dziedzinie przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych konstruktorów zajmuje bardzo sprawa rozszerzenia skali szybkościomierzy. Tłumaczy się to wzrastającą rozpiętością pomiędzy szybkością minimalną i maksymalną samolotu oraz chęcią uniknięcia wstawiania dwóch szybkościomierzy. Jeden z wystawionych szybkościomierzy (Aera) posiadał nawet potrójną skalę (trzykrotny obrót wskazówki). Zwracał też na siebie uwagę bardzo prosty derywometr firmy Vion. Soczewka o średnicy około 20 cm ustawiona jest przed pilotem (rys. 1); pilot łapie jakiś punkt na ziemi ukazujący się w górnym środkowym punkcie soczewki i śledzi jego ruch przez soczewkę, zaś odczyt na skali kątowej w miejscu, w którym ten punkt wychodzi z soczewki u dołu, daje bezpośrednio derywację samolotu. Pilot nie potrzebuje dla pomiaru wykonywać jakich bądź dodatkowych czynności, ani też odrywać wzroku od kierunku, w którym leci.


Fot. firmowa

Rys. 3. Samoczyny pilot firmy P. B. Deviator w samolocie Puss Moth, sterowany namiernikiem radiowym Marconi.

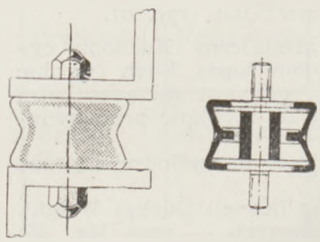
Znaczny rozwój daje się zauważyć w dziedzinie przyrządów, dotyczących nawigacji astronomicznej. Widocznie ta sprawa staje się bardzo aktualna w lotnictwie. Firma Favé (Francja) wystawiła dwa nowe sekstanse typ 104 i 107; firma Smith również swój nowy sekstans Mark XII. Charakterystyczną cechą tego przyrządu jest bardzo wygodny uchwyt (rys. 2), bardzo przejrzysta skala i, co najważniejsze, urządzenie do samoczynnego określenia wartości średniego odczytu z 6 dokonanych odczytów, co w rezultacie bardzo ułatwia pracę z tym przyrządem. Widoczny jest też rozwój pomocniczego sprzętu w tym kierunku — ciekawy jest np. globus gwiezdny tejże firmy Smith, różne suwaki do rozwiązywania trójkąta paralektycznego itp.

Cała jednak wynalazczość w technice przyrządów pokładowych skierowana jest obecnie nie na oddzielne przyrządy, ale na automatyzację sterowania. Pilot nowoczesnego samolotu ma tyle do opanowania, iż ułatwienie jego czynności staje się koniecznością.

Poza ogólnie znanymi pilotami automatycznymi Sperry i Smith na wystawie można było zauważyć następujące urządzenia samoczynne:

a) Askania (Niemcy) — samodzielne utrzymywanie kierunku lotu za pomocą żyroskopowego wskaźnika kursu, sterowanego busolą odległościową. Jako busolę odległościową zastosowano tu busolę pneumatyczną Askania.

b) Alken (Francja) — samodzielne utrzymywanie kierunku za pomocą systemu żyroskopów. Oddziaływanie urządzenia na stery jest proporcjonalne nie tylko do kąta wychylenia sterów, ale i do szybkości tego wychylenia oraz przyśpieszeń występujących przy tym wychyleniu.



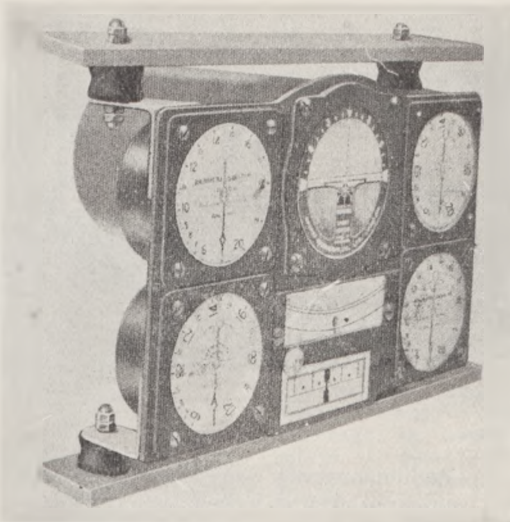
Rys. 4. Element amortyzacyjny „Apex".

c) SECAT (Francja) — samodzielne utrzymywanie kierunku przy pomocy żyroskopu sterowanego, jak i w urządzeniu Askania, busolą odległościową. Jako busolę odległościową zastosowano tu busolę obserwatora Vion H 82 z dorobionym do niej przekaźnikiem elektrycznym. Ciekawe jest działanie tego przekaźnika — sumuje on ruchy busoli w pewnym okresie (1 minucie) i następnie podaje do żyroskopu jej wypadkowy kierunek z tego okresu.

d) P. B. Deviater (Anglia) — samodzielne utrzymywanie kierunku przy pomocy żyroskopu, który jest sterowany namiernikiem radiowym Marconi. Dzięki temu urządzeniu, samolot leci samoczynnie w kierunku wybranej przez pilota radiostacji naziemnej (rys. 3).

e) Constantin (Francja). W odróżnieniu od czterech pierwszych urządzeń, mających na celu utrzymanie kierunku, Constantin za pomocą swych „skrzydełek" zapewnia samolotowi stateczność podłużną i poprzeczną.

Bardzo ciekawą sprawą na wystawie była również sprawa normalizacji tablic przyrządów pokładowych. W tym kierunku zaznacza się tendencja bardzo wyraźnie i widoczne jest, że stanowi ona jedną z najbardziej aktualnych spraw w dziedzinie przyrządów pokładowych. Zauważa się przy tym dwa kierunki. Pierwszy ogólniejszy, polegający na stworzeniu przez firmy gotowych tablic z przyrządami, które konstruktor bez żadnych zmian wbudowuje na swój samolot (Askania — Niemcy, Smith — Anglia) i drugi bardziej ograniczony, polegający na utworzeniu tylko gotowych tablic z przyrządami dla pilotażu bez widoczności zewnętrznej. Rozmieszczenie pozostałych przyrządów aczkolwiek podlega pewnym normom, to jednak zależne jest od woli konstruktora, któremu te normy pozostawiają zawsze swobodę. Z tablic znormalizowanych tego typu na wystawie pokazano tablice Pioneer — Ameryka, Badin i Alken — Francja. Sprawa ta niewątpliwie będzie musiała być



Fot. firmowa.

Rys. 5. Amortyzacja tablicy przyrządów przez zawieszenie na 4 elementach „Apex".

przedyskutowana i w zakresie lotnictwa polskiego. Ciekawe będzie bardzo stanowisko polskich konstruktorów, stawiających duże trudności wprowadzeniu nawet ogólnych wytycznych dla układu przyrządów na samolotach.

Kończąc opis przyrządów, należy poruszyć jeszcze sprawę amortyzacji tablic. Zjawiły się bowiem nowe typy elementów amortyzacyjnych firmy „Apex" (rys. 4), które prawdopodobnie będą stanowiły poważną konkurencję dla amortyzatorków typu „Lord". Na rys. 5 pokazana jest amortyzacja tablicy przy pomocy kompletu Apexów.

Firma Apex poza tym produkuje jeszcze amortyzatory dla amortyzacji poszczególnych części samolotu; tego rodzaju amortyzatory stanowią połączenie rur gumowych ze sprężynami.

Dr inż. Józef Pawlikowski.

URZĄDZENIA RADIOWE

I. Przystosowanie samolotów do urządzeń radiowych.

1. *Hawker „Hurricane"*. Instalacja zapłonowa ekranowana, ekrany typu Marconi. Antena stała L-owa długości ok. 3 m, rozwieszona nad kadłubem na słupkach oprofilowanych; jeden słupek za plecami pilota, wysokości ok. 0,5 m; drugi na sterze kierunkowym (nad osią obrotu) wysokości ok. 0,15 m. Do zawieszenia anteny użyto tylko jednego izolatora przy słupku na sterze; wprowadzenie anteny do kadłuba wykonano przez słupek wyższy (za plecami pilota); tego rodzaju wprowadzenie anteny świadczy o tym, że słupek ten został wykonany z materiału izolacyjnego. Ciekawie był zrobiony wspomniany wyżej izolator: składał się on zasadniczo z dwu części cylindrycznych wchodzących częściowo jedna w drugą i zmocowanych ze sobą zwykłą przetyczką metalową, przechodzącą przez otwór prostopadły do osi obu cylindrów w miejscu gdzie jeden cylinder obejmował drugi; jeden z cylindrów był połączony linką metalową ze słupkiem, drugi zaś z linką antenową i zakończony półkulą o średnicy nieco większej od pozostałej części całego izolatora; sądząc z wyglądu zewnętrznego w konstrukcji tego izolatora przewidziano polepszenie jego właściwości izolacyjnych w środowisku wilgotnym (deszcz, chmury) oraz ułatwienie zdejmowania linki antenowej (wyjąć przetyczkę).

2. *„Morane Saulnier 406"*. Instalacja zapłonowa ekranowana, ekrany podobne do typu Marconi. Dwie anteny w postaci masztów o wysokości nieco powyżej 1 m, metalowych, oprofilowanych, o stałej wytrzymałości (o malejącym przekroju). Jeden maszt pionowy nad kadłubem, drugi maszt pionowy na czas lotu — pod kadłubem, zaś podczas postoju, kołowania itp. składany za pomocą mechanizmu przegubowego umieszczonego na tym maszcie przy samym kadłubie; manipulacja tym przegubem — ręczna, w kabinie pilota; po złożeniu maszt pozostaje przechylony do tyłu, mniej więcej równolegle do powierzchni kadłuba.

3. *„Vought V-156"*. Instalacja zapłonowa ekranowana, ekrany typu zbliżonego do typu Marconi (na metalowej rurce giętkiej oplot z tasiem brązowych zamiast oplotu z drucików miedzianych cynowanych). Pod względem „umasień" części metalowych był to niezwykle starannie wykonany samolot. Dla przykładu można przytoczyć, że wszystkie przeguby lotek i sterów były zabocznikowane miękką linką miedzianą z końcówkami przyłączonymi do specjalnych zacisków; złącza gumowe przewodów rurkowych przy silniku również były zabocznikowane w podobny sposób. Wszelkie możliwości powstawania „luźnych styków" ekranów z masą lub mas między sobą były usunięte bądź przez staranny docisk do „masy", bądź przez odsunięcie lub izolowanie od „masy".

Antena stała T-owa długości ok. 6 m rozwieszona na słupkach (nad kadłubem) oprofilowanych; jeden słupek o wysokości ok. 0,7 m na przedniej części kadłuba, nieco na lewo od płaszczyzny symetrii samolotu; drugi słupek o wysokości 0,12 m — na sterze kierunkowym nad osią obrotu. Porcelanowe izolatory odciągowe tej anteny posiadały wybitnie małe wymiary (średnica ok. 20 mm, długość ok. 60 mm) i posiadały taką budowę, że porcelana pracowała na rozrywanie.

4. *„Dornier Do-17"*. Instalacja zapłonowa ekranowana; ekrany przewodów zapłonowych typu lekkiego, tj. w postaci zwykłego oplotu miedzianego, cynowanego, wprost na lakierze koszulki przewodu zapłonowego. Charakterystyczne w tej instalacji było mocowanie przewodów zapłonowych w odstępach ok. 100 — 120 mm (bardzo gęsto) w celu uniknięcia luźnych styków oraz pochodzących stąd zakłóceń w odbiorze radiowym. Instalacja elektryczna niskiego napięcia była na tym samolocie bardzo starannie zaekranowana, włącznie z przewodami ruchomymi do lamp przenośnych (ekranowanie oplotem metalowym), również starannie i dokładnie były wykonane „umasienia" części metalowych; tak więc przeguby (np. lotek i steru) oraz złącza izolacyjne części metalowych, np. przewodów rurkowych były zabocznikowane linką miedzianą.

Antena stała V-owa dł. ok. 6 m (każdego ramienia), rozwieszona nad kadłubem rozwartością ramion ku ogonowi. Słupek antenowy oprofilowany, znajdujący się na przedniej części kadłuba posiada wysokość ok. 0,8 m. Antena ramowa radionamiernika umieszczona była na lewym skrzydle opodal kadłuba.

5. Stoiska ze sprzętem zapłonowym (Bosch, Scintilla, SEV itd.) wykazały w eksponatach olbrzymią przewagę ilościową sprzętu ekranowanego nad nieekranowanym.

6. Stoiska ze sprzętem elektrycznym niskiego napięcia (Bosch, Labinal, Ducellier, Ragonot) wystawiły sprzęt nieomal że wyłącznie ekranowany, zaś w odniesieniu do prądnic i regulatorów napięcia — zaopatrzony w odpowiednie środki przeciwzakłóceniowe (filtry). Bardzo ciekawy eksponat wystawiła firma amerykańska „Heintz Kaufman, U. S. A.", a mianowicie oddzielny, niezależny zespół spalinowo-elektryczny, który może być wbudowany na samolot i przeznaczony do zasilania urządzeń radiowych. Zespół taki z jednej strony uniezależnia całkowicie pracę urządzeń radiowych od pracy silników samolotowych, z drugiej zaś strony pozwala na odciążenie silnika samolotowego; odciążenie to może niekiedy mieć znaczenie, jeśli wziąć pod uwagę, że jeden kilowat pobierany przez urządzenia radiowe absorbuje z silnika samolotowego ok. 4 KM przy napędzie prądnicy bezpośrednim (prądnica zabudowana na karterze silnika), a niekiedy i do 7 KM przy napędzie prądnicy za pośrednictwem wałka giętkiego. Omawiany zespół „Heintz Kaufman" posiadał następujące właściwości:

Moc elektryczna dostarczana — 300 W pr. zm.
Silnik spalinowy — dwutaktowy.
Wymiary zespołu — ok. 250 × 300 × 350 mm.
Ciężar zespołu — ok. 16 kg.

Na żądanie firma dostarcza prostownik przetwarzający prąd zmienny na stały o kilku napięciach dowolnych w zakresie od 6 — 2000 V, zależnie od tego, jakie napięcia są potrzebne do zasilania danych urządzeń radiowych.

Małe wymiary i ciężar tego zespołu zasługują na uwagę.

Reasumując obserwacje dotyczące przystosowania do urządzeń radiowych samolotów wystawionych w Salonie należy stwierdzić co następuje:

Maszty antenowe (względnie słupki) nawet znacznej wysokości (800 mm i więcej) zdobyły sobie popularność nawet na samolotach o bardzo znacznej szybkości (bombowe, myśliwskie).

Sposób podwieszenia anten stałych jest przeważnie taki, że linki antenowe biegną w przybliżeniu równolegle do linii lotu nad kadłubem samolotu lub nad boczną ścianą kadłuba.

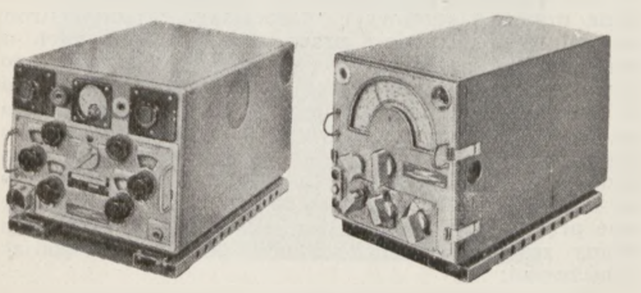
Ekranowanie i umasienia metalowych części samolotów są wykonywane z bardzo dużą starannością i dokładnością, godną naśladowania; szczególna staranność cechuje samoloty amerykańskie i niemieckie.

II. Radiowe urządzenia samolotowe.

1. *Standard Telephones and Cables Limited.* Firma ta wystawiła na swoim stoisku kilka przeważnie już znanych typów radiostacyj samolotowych, lub nowych, stanowiących pewną modyfikację dawniejszych typów. Produkcję tej firmy cechuje zwartość konstrukcji (małe wymiary), bardzo prosta manipulacja przy zmianie fal oraz dążenie do zapewnienia jak najłatwiejszej wymienności podzespołów radiowych jak np. wzmacniacz pośredniej częstotliwości, wzmacniacz wielkiej częstotliwości itp.

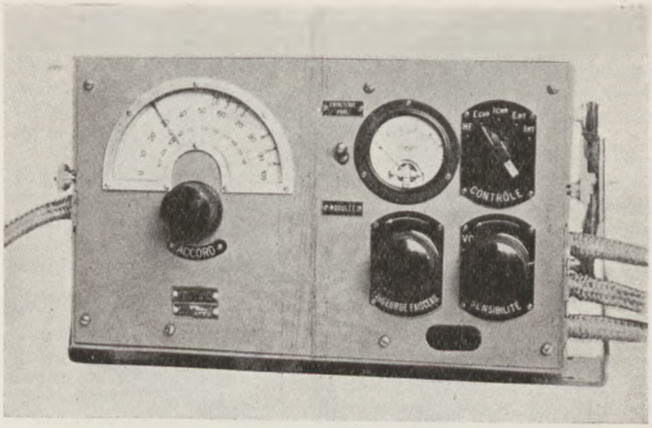
a) Radiostacja nadawczo-odbiorcza typ ATR 20 50 o następujących właściwościach: nadajnik — moc w obwodzie anteny — 75 W; zakresy — 6 ÷ 2,5 oraz 0,55 ÷ 0,3 Mc/s; rodzaj fal — telegrafia, telefonia; modulacja mikrofonem węglowym. Odbiornik: układ — 6-ciolampowa superheterodyna; zakresy — 6 ÷ 2,5; 1.2 ÷ 0.49; 0,425 ÷ 0,155 Mc s. Nowością w tej radiostacji jest to, że nadajnik poza strojeniem ciągłym posiada urządzenie do nastrojenia go przed pracą na 4-ry dowolne częstotliwości, które w czasie pracy można zmieniać przy pomocy jednego lub dwóch pokręteł; manipulacja pokrętłami może być bezpośrednia lub na odległość za pośrednictwem b. starannie wykonanych mechanicznych przekaźników ruchu. Ciężar całej radiostacji z przewodami wynosi ok. 43 kg.

b) Radionamiernik typ R9 o następujących zasadniczych właściwościach: zakres — 1,2 ÷ 0,15 Mc/s; dokładność namiaru ± 3°; zasięg — 320 km przy odbiorze r. stacji naziemnej o mocy ok. 0,5 kW w antenie. Godną uwagi w tym radionamierniku jest antena ramowa w owiewku o kształcie kroplowym posiadającym bardzo małe wymiary (średnica ok. 121 mm) i dającym bardzo mały opór aerodynamiczny (0,567 kg przy szybkości 400 km/g.). Ciężar kompletnego radionamiernika wynosi ok. 16 kg.



Fot. firmowa

Rys. 1. Radiostacja nadawczo-odbiorcza f-my Standard Telephones, typ ATR 20/50.

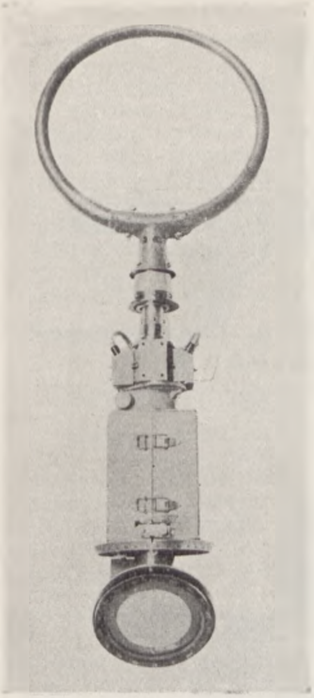


Fot. firmowa

Rys. 2. Radionamiernik f-my Ets Henry Lepaute, typ R. C. S. 5.

c) Radiostacja nadawczo-odbiorcza typ R10 o następujących właściwościach: nadajnik — moc w obwodzie anteny powyżej 3 W; zakres — 7,5 ÷ 2,5 Mc/s; rodzaj fal — telefonia; modulacja — mikrofonem węglowym; zasięg — 20 ÷ 160 km, zależnie od częstotliwości, przy korespondencji z taką samą radiostacją użytą w charakterze naziemnej. Odbiornik: układ — 4-ro lampowa superheterodyna; zakres — 7,5 ÷ 2,5 Mc/s. Zarówno nadajnik jak i odbiornik są sterowane kwarcami; radiostacja przystosowana jest do nastrojenia przed lotem na 4-ry pary częstotliwości, które można dowolnie zmieniać w czasie lotu. Manipulacja zmian częstotliwości odbywa się przy pomocy manetek (na odległość), podobnie jak i manipulacja włączania i wyłączania radiostacji. Charakterystyczną cechą nadajnika jest to, że posiada on tylko jedną lampę (pentoda wielkiej częstotliwości typ 4307-A), która pracuje jako oscylator, wzmacniacz i modulator. Ciężar całości wynosi około 23 kg. Według informacji otrzymanej przy stoisku firma przepracowuje układ elektryczny tej stacji tak, aby mogła ona pracować bez kwarców.

2. *Ets Henry Lepaute.* Wytwórnia ta zademonstrowała radionamiernik typ R. C. S. 5, dający świadectwo postępu przemysłu francuskiego w tej dziedzinie. Do niedawna przemysł ten poprzestawał na ogół na zaopatrywaniu rynku w radionamierniki niewiele odbiegające od zwykłych odbiorników radiowych zaopatrzonych w antenę ramową. Okres ten zaczyna już należeć do przeszłości, a omawiany radionamiernik firmy Lepaute ma tyle przyjemnych w użyciu udogodnień i uproszczeń, że o radionamiernikach z poprzedniego okresu będzie można bardzo szybko zapomnieć. Zasady budowy omawianego radionamiernika nie stanowią nowości (były podawane przed kilku laty przez niemieckie czasopisma fachowe), rzeczywistą nowość natomiast stanowi sposób ich zrealizowania. Radionamiernik posiada antenę ramową (typ CT 2) obracaną podczas pracy przez silniczek elektryczny ze stałą ilością obrotów na minutę (ok. 600 obr/m), dzięki czemu przy „wejściu" odbiornika otrzymuje się sygnał wielkiej częstotliwości ze stacji odbieranej modulowany z częstotliwością obrotów ramy; po odpowiednim wzmocnieniu i zdetektorowaniu w odbiorniku uzyskuje się napięcie zmienne małej częstotliwości z szeregiem „minimów" powtarzających się z częstotliwością odpowiadającą obrotom ramy i synchronicznie do momentów przejścia ramy przez „minimum" odbieranego pola elektromagnetycznego. Owe „minima" napięcia są właśnie wyzyskane do zajarzania neonówki obracającej się razem z ramą pod tarczą z podziałką wskaźnika kierunku (360°). Częstotliwość zajarzeń neonówki (a więc i obrotów ramy) jest tak dobrana, że światło lampki jest dostatecznie stałe, zaś strzałka świetlna wytwarzana przez to światło na tarczy z podziałką jest wyraźna i łatwa do odczytania. Podziałka tarczy jest analogiczna do podziałki kompasu, całość zaś pozwala na stałe odczytywanie kąta między osią podłużną samolotu a kierunkiem na odbieraną radiostację oraz kierunkiem na północ magnetyczną. Poza tym urządzenie zaopatrzone



Fot. firmowa
Rys. 3. Antena ramowa radionamiernika R.C.S. 5 typ CT-2.

jest we wskaźnik świetlny dla pilota, sygnalizujący mu różnokolorowymi światełkami prawe względnie lewe odchylenie od obranego kierunku lotu (dla lotu docelowego). Na wypadek unieruchomienia silniczka napędzającego ramę przewidziana została możliwość posługiwania się całym urządzeniem, jak zwykłym radionamiernikiem z manipulacją ręczną i ze słuchawkami dla kontroli odbieranej stacji. Inne właściwości tego zautomatyzowanego radionamiernika są następujące: zakres — 590 ÷ 1700 m, układ — ośmiolampowa superheterodyna, siedem obwodów strojonych, automatyczna siła odbioru, drugi oscylator dla odbioru fal ciągłych, antena ramowa — średnica ok.— 350 mm; opór aerodynamiczny wynosi ok. 6 kg przy szybkości samolotu 240 km/godz. Ciężar całkowity (bez przewodów) wynosi ok. 22 kg. O czułości tego radionamiernika oraz o jego dokładności nie udało się uzyskać informacji; obie te właściwości jednak są zapewne niezłe, skoro demonstrowano z zupełnie dobrym wynikiem radionamiar z terenu Salonu na radiostację Polskiego Radia w Raszynie.

3. *P. B. Deviator L-td. Croydon (Anglia).* Wytwórnia ta wystawiła dość oryginalne połączenie pilota automatycznego własnej produkcji z radionamiernikiem typu Marconiego, zaopatrzonym w antenę ramową o średnicy ok. 300 mm. Radionamiernik w danym wypadku został użyty jako aparat do lotu docelowego, sterujący odpowiednie przekaźniki pilota automatycznego. Całość ma umożliwiać zautomatyzowany lot docelowy w kierunku określonym przez obraną radiostację naziemną.

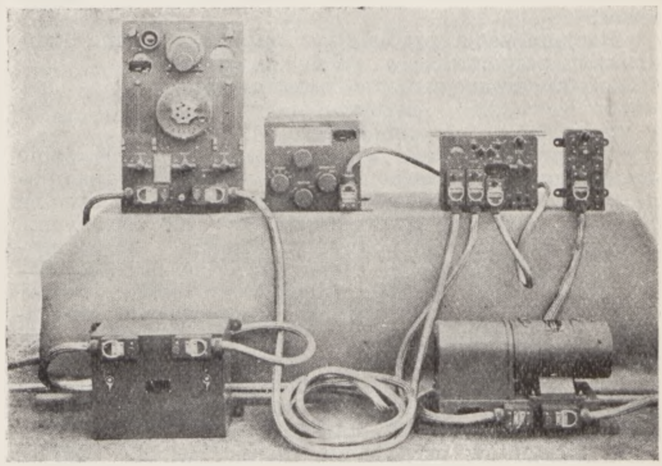
4. *Bronzavia S. A.* Stoisko tej wytwórni było też bogato zaopatrzone w eksponaty, z pośród nich zaś dwie radiostacje wyróżniały się nowoczesnością tak pod względem konstrukcji (mało pokręteł, łatwa obsługa), jak i właściwości elektrycznych (duże moce w małych wymiarach) wszystkie natomiast eksponaty posiadały cechy bardzo solidnego wykonania i troskliwości o jak najłatwiejszy dostęp do wnętrza aparatu, co zresztą zawsze stanowiło zaletę tej wytwórni w odniesieniu do sprzętu radiowego. Każda wtyczka, złącze, każdy zatrzask, zacisk itp. świadczy o dokładnym przemyśleniu jego przeznaczenia i konstrukcji. Z rozmowy z przedstawicielem tej wytwórni, inż. konstruktorem, można było wywnioskować, że nie zostały wystawione niektóre najnowsze radiostacje, prawdopodobnie na żądanie przyszłych odbiorców tych stacyj.

a) Radiostacja nadawczo - odbiorcza z telefonem pokładowym, typ S. A. R. A. M. 0 — 10; nadajnik: moc w antenie ok. 20 W na falach ciągłych (A1), zaś ok. 12W na falach modulowanych; zakresy — w obrębie 40 ÷ 2000 m z przerwą np. 40 ÷ 130 m oraz 500 ÷ 2000 m; rodzaj fal — telegrafia (A1 A2), telefonia (A3); modulacja mikrofonem węglowym. Odbiornik: układ — wzmocnienie proste, zakresy — jak w nadajniku; telefon pokładowy — na trzy osoby załogi.

Zaletą tej radiostacji jest bardzo mały ciężar, wynoszący ok. 30 kg; słabą stroną zaś — typ odbiornika o wzmocnieniu prostym, który obecnie został prawie całkowicie wyeliminowany przez odbiornik superheterodynowy, znacznie łatwiejszy i skuteczniejszy w użytkowaniu.

b) Radiostacja nadawczo - odbiorcza typ S. A. R. A. M. 310. Nadajnik: moc w antenie ok. 170 W; zakresy — np. 40 ÷ 130 m oraz 500 ÷ 2000 m; rodzaj fal — telegrafia (A1 A2), telefonia (A3); modulacja mikrofonem węglowym; antena zwisowa. Odbiornik: układ — superheterodyna o zmiennej selektywności; zakres — 20 ÷ 2000 m; strojenie jednogałkowe; cechowanie w długościach fal.

Ciężar całkowity stacji wynosi ok. 50 kg, a więc bardzo mało w stosunku do podawanej przez firmę mocy w antenie; stanowi to bardzo wybitny krok naprzód w tej dziedzinie. Według informacji przedstawiciela wytwórni zasięg na telefonii (A3) wynosi ok. 500 km. Należy zaznaczyć, że gdyby zasięg ten w praktyce wynosił choćby tylko 300 km, to już wynik ten należałoby zaliczyć do kategorii bardzo dobrych. Na specjalne żądanie wytwórnia może uzupełnić stację telefonem pokładowym dla 3-ch lub 4-ch osób załogi; telefon taki (nie był wystawiony) powiekszy zestaw stacji o 2 skrzynki o wymiarach 200 × 120 × 150 oraz 100 × 70 × 160 mm.



Fot. firmowa
Rys. 4 Radiostacja nadawczo-odbiorcza f-my Bronzavia typ S. A. R. A. M. O-10.

Reasumując obserwacje dotyczące samolotowych urządzeń radiowych wystawionych na Salonie można stwierdzić w odniesieniu do nowszych konstrukcyj, co następuje:

– Nowsze konstrukcje urządzeń radiowych cechuje bardzo duża staranność o zapewnienie łatwego dostępu do wnętrza aparatur oraz o zapewnienie łatwej wymienności części wzgl. podzespołów.

– Przestrzeń wewnętrzna aparatur jest w większym stopniu, niż dotychczas wykorzystana; puste miejsca wyraźnie znikają. Rezultatem bezpośrednim dobrego wykorzystania przestrzeni jest bądź zmniejszenie wymiarów sprzętu, bądź zwiększenie jego mocy, zakresów lub zasięgu.

— Konsekwentnie realizowane jest dążenie do uproszczenia manipulacji i obsługi bądź to drogą zautomatyzowania niektórych czynności, (jak np. radionamiarów) bądź też drogą zmniejszenia ilości organów manipulacji (np. przy przełączaniu fal) i odpowiedniego ukształtowania gałek i pokręteł.

Inż. Gustaw Jakubowski.

WYJAŚNIENIE REDAKCJI

W związku ze sprawozdaniem z Salonu Lotniczego w Paryżu w poprzednim numerze „Techniki Lotniczej" wyjaśniamy, że inż. Jerzy Bełkowski jest autorem jednego działu sprawozdania pt. „Silniki", a nie całości, jak możnaby wnioskować z umieszczenia podpisu inż. Bełkowskiego przy końcu sprawozdania.

Przegląd techniki lotniczej

Czasopisma

Racjonalizacja produkcji z punktu widzenia konstruktora

Sydney Camm *)

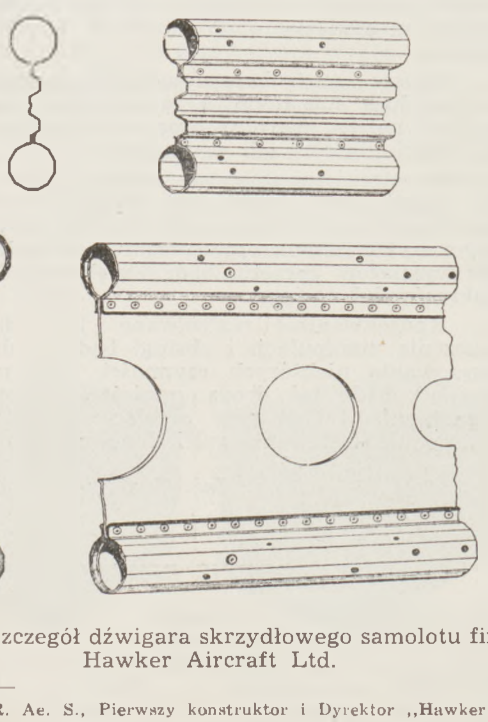
Rationalising Production. Aircraft Production, grudzień 1938, str. 41.

Poniższe uwagi odnoszą się tylko do samolotów wojskowych. Pomiędzy samolotem wojskowym i pasażerskim istnieją tak duże różnice, że uwagi poniższe musiałyby nosić zupełnie inny charakter, gdybyśmy je chcieli zastosować do tego ostatniego. W wypadku bowiem konstruowania samolotu pasażerskiego musimy się liczyć, z bardzo nieraz zmiennymi żądaniami różnych odbiorców — w wypadku konstruowania samolotów wojskowych mamy do czynienia z żądaniami jednego odbiorcy, do których łatwiej zatym można się dostosować.

Racjonalizacja produkcji z punktu widzenia konstruktora powinna iść w trzech kierunkach:

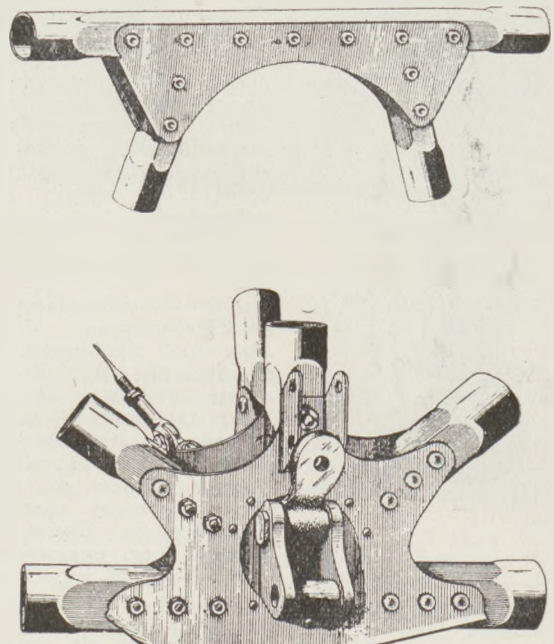
a. standaryzacja metod konstrukcyjnych,
b. „ materiałów,
c. „ elementów.

Już przy projekcie wstępnym należy ustalić, jakie względy mają przeważać w danym wypadku: osiągnięcie maksymalnych osiągów bez względu na ewentualne trudności, związane z produkcją, czy też zachowanie pewnego kompromisu pomiędzy osiągami i łatwą produkcją, gdyż czynniki te nieraz kłócą się ze sobą. Należy zatem ustalić stopień, w jakim się będzie w przyszłości korzystać z elementów standardowych, możliwych do uzyskania w danej wytwórni. Ponieważ więc jakość produkcji zaczyna się ustalać już przy projekcie wstępnym, bardzo ważne jest przygotowanie rysunków prototypu ściśle pod kątem widzenia szybkiej i łatwej produkcji. W wypadku bowiem zbyt dużej ilości nowych elementów przeważnie zdarza się, że oddanie maszyny do produkcji pociąga za sobą duże zmiany, które z jednej strony opóźniają przygotowanie warsztatu, a z drugiej — wymagają przeprowadzenia ich w rysunkach z przekonstruowaniem nieraz niektórych elementów; nie zapominajmy, że ilość rysunków dla dzisiejszego samolotu osiąga czasem cyfrę 3.000.



Rys. 1. Szczegół dźwigara skrzydłowego samolotu firmy Hawker Aircraft Ltd.

*) F. R. Ae. S., Pierwszy konstruktor i Dyrektor „Hawker Aircraft Ltd.".



Rys. 2. Typowe węzły kadłuba kratowego samolotów firmy Hawker Aircraft Ltd.

W związku z szybkim postępem techniki lotniczej istnieje tak wiele typów konstrukcyjnych, że standaryzacja jest bardzo utrudniona. Najbardziej godnymi uwagi są dwa typy:

a. kadłub kratowy z rur, dźwigary skrzydłowe stalowe z wstęg blachy,
b. konstrukcja skorupowa.

Pierwszy typ jest stosowany w Zakładach Hawkera od dawna i można było wprowadzić w nim dużo elementów standardowych jak: połączenie rur w węzłach przy pomocy lasz ze stali o wysokiej wytrzymałości, nitów rurkowych lub bolców (rys. 2), dalej blachy na pasy i tzw. „duszę" dźwigarów (rys. 1) itd. Ten typ konstrukcji jest utrzymywany w Zakładach Hawker'a od 1925 r. i dotychczas nie zaszła potrzeba zarzucenia go nawet dla samolotów o szybkości nurkowania około 650 km/godz.

Jeżeli chodzi o konstrukcję skorupową, to w niej również dużo elementów można zestandaryzować, gdyż w zasadzie poszczególne zespoły są podobne do siebie.

Standaryzacja materiałów jest powszechnie znana, więc specjalnie o niej mówić nie trzeba.

Standaryzacja elementów, wchodzących w skład urządzenia wewnętrznego samolotu jest rzeczą bardzo ważną, gdyż wyposażenie i urządzenie wewnętrzne zajmują dzisiaj taką samą ilość godzin robocizny, jak wykonanie szkieletu, a w przyszłości może jeszcze więcej.

Elementy standardowe dadzą się wprowadzić w następujących systemach i instalacjach:

a. systemy: paliwo, smarowanie, chłodzenie, elektryczność, hydraulika tak podwozia, jak klap i uzbrojenia, urządzenia pneumatyczne, zapalanie;

b. instalacje i sterowanie: elementy służące do nastawiania śmigła, poszczególne elementy uzbrojenia, jak drzwiczki do bomb, elektryczne urządzenie do wyrzucania bomb, wszystkie urządzenia do kontroli ruchu silnika, sterowanie wszystkich klap, fletnerków, gaśnice, cała instalacja oświetleniowa, ogrzewanie, prędkościomierze, mechanizm wciągania podwozia zę

wszystkimi wskaźnikami, radio, uzbrojenie, automatyczny pilot.

Przykłady elementów standardowych:

startery, filtry, pokrywy na zbiorniki, elementy urządzenia wnętrza kabin, wzierniki, umocowanie pierścieni do chłodzenia silników, rozmaitego rodzaju uchwyty do akumulatorów, drążki pilota, orczyki, kółka uchwytowe do sterowania klap, uchwyty do rakiet, tablice pokładowe, drobne elementy występujące przy przepuszczaniu linek przez przegrodę ogniową, sworznie, siedzenie pilota i reszty załogi, uchwyty na rury (tzw. cybanty), uchwyty do butli z tlenem itd.

Hamownia dla prób silników w warunkach wysokościowych

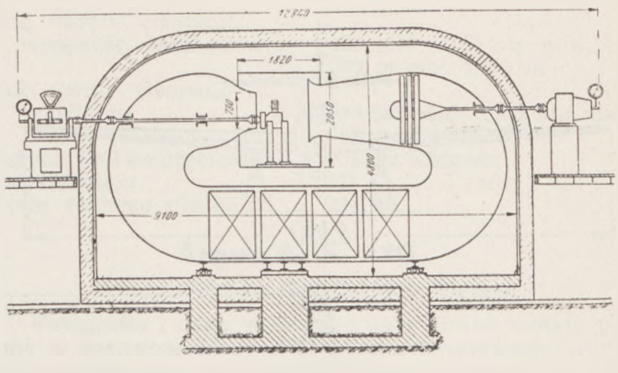
Prüfanlage für Motoren unter Höhenbedingungen. Luftwissen Bd. 5, Nr 7 — 1938, str. 375—6, rys. 5.

Laboratorium lotnicze politechniki w Turynie posiada hamownię wysokościową, zbudowaną zasadniczo dla prób silników jednocylindrowych. Stoisko jest zabudowane w tunelu powietrznym, zaopatrzonym w instalacje: oziębiającą i podciśnieniową. Tunel powietrzny znajduje się w ochłodzonej murowanej komorze, spoczywającej na płycie betonowej; ścianki zewnętrzne oraz spód płyty są izolowane warstwą korka grubości 30 cm. Zamocowanie podstawy tunelu jest pośrodku stałe, po bokach przewidziano ułożyskowanie ruchome. Kształt zewnętrzny tunelu — prostokątny w części dolnej, zawierającej instalację oziębiającą, w części zawierającej dmuchawę — kołowy, w części pozostałej — ośmiokątny.

Silnik badany jest chłodzony rozrzedzonym i oziębionym powietrzem, dostarczanym przez dmuchawę, która składa się z dwóch śmigieł sześcioramiennych, obracających się w tym samym kierunku i z jednego stałego wstawionego między nimi. Silnik napędzający dmuchawę i dynamometr elektryczny znajdują się nazewnątrz komory. Zarówno górna, jak i dolna część tunelu są zaopatrzone w 3 drzwi podwójne; drzwi podwójne prowadzące do stoiska są zabezpieczone urządzeniem przeciwwybuchowym...

Celem mierzenia ilości zasysanego powietrza i dostarczania go silnikowi przy różnych temperaturach i ciśnieniach, zwłaszcza przy ciśnieniu wyższym od panującego w tunelu, silnik otrzymuje powietrze zwykle z zewnątrz tunelu.

Po przejściu przez precyzyjny gazomierz o pojemności 5 m³, przy ciśn. max. 120 kg/m², powietrze płynie przez zbiornik, zawierający wewnątrz wężownicę z przepływającym w niej roztworem soli o temp. — 30° C.



Schemat hamowni wysokościowej.

W zbiorniku tym przepływające powietrze oziębia się do temp. —25° C., przy czym zawarta w nim wilgoć osadza się na wężownicy tworząc lód. Zbiornik ten jest dzielony, gdy więc w górnej jego części oblodzenie osiągnie pewien graniczny stopień, kieruje się roztwór soli i powietrze do dolnej części, umożliwiając w ten sposób rozpuszczenie się lodu w górnej części. W dalszym zbiorniku, zawierającym wewnątrz wężownicę z przepływającym amoniakiem, powietrze oziębia się do —55° C. (temp. odpowiadająca wysokości około 11 klm) i płynie przy ciśnieniu atmosferycznym do silnika.

Sprężonego powietrza dostarcza silnikowi sprężarka, leżąca na zewnątrz tunelu. Zespół zaworów reguluje przepływ powietrza oraz pozwala m. in. na przełączanie zasilania silnika powietrzem z tunelu i wyrównanie ciśnienia w tunelu do atmosferycznego, dla celów montażowych. Spaliny odprowadza się na zewnątrz tunelu do instalacji chłodniczej, której przewody są omywane wodą; po ochłodzeniu spalin do 60° C., woda zbiera się w przewidzianych wannach. Zespół 3 pomp może wytworzyć podciśnienie w tunelu odpowiadające wysokości 15 km (przy próbie silnika 50 KM). Trzystopniowa instalacja oziębiająca została przewidziana na zużycie 25000 kal/godz., pozwalające na obniżenie temperatury powietrza w tunelu do —55° C i utrzymanie tej temperatury podczas prób, oraz na 4000 kal/godz. dla wstępnego ochłodzenia i osuszenia powietrza.

Warunki pracy hamowni wymagają zastosowania prądu stałego. Przez przetwornicę 125 kW i 500 V jest zasilany silnik elektryczny, napędzający dmuchawę (60 KM) i kompresor niskociśnieniowy (30 KM). Do zasilania silników elektrycznych, napędzających pompy (olejową, roztworu solnego), rozrusznik itd., używa się prądu zmiennego trójfazowego. Elektryczność wykorzystuje się również do podgrzewania oleju i wody, celem zapobieżenia krzepnięciu podczas przerw w pracy silnika w oziębionym tunelu powietrznym.

N o w y s p r z ę t

RWD — 19

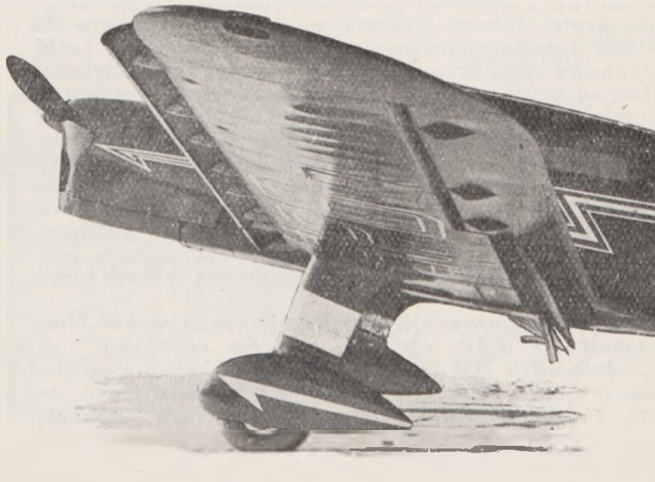
Doświadczalne Warsztaty Lotnicze — Warszawa.

Samolot turystyczny, dwuosobowy. Skrzydło drewniane dwudźwigarowe, do tylnego dźwigara kryte sklejką, dalej płótnem. Skrzela automatyczne na całej rozpiętości. Krokodyle na całej rozpiętości nie objętej lotkami (również pod kadłubem). Napęd krokodyli mechaniczny.

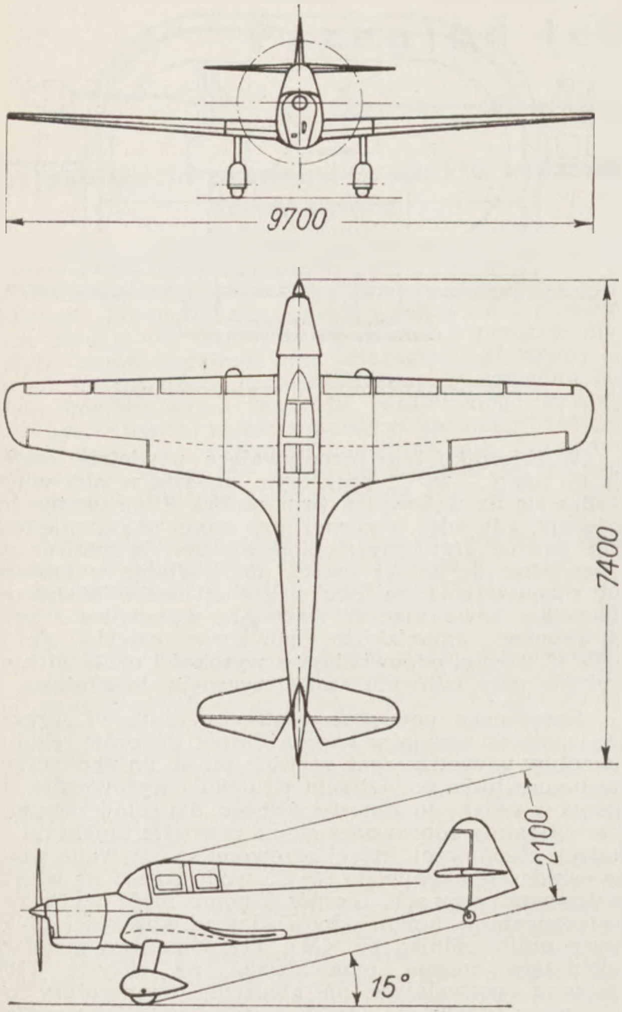
Kadłub wraz ze środkową częścią płata spawany z rur stalowych, kryty płótnem. Siedzenia jedno za drugim. Statecznik poziomy nastawiany w locie.

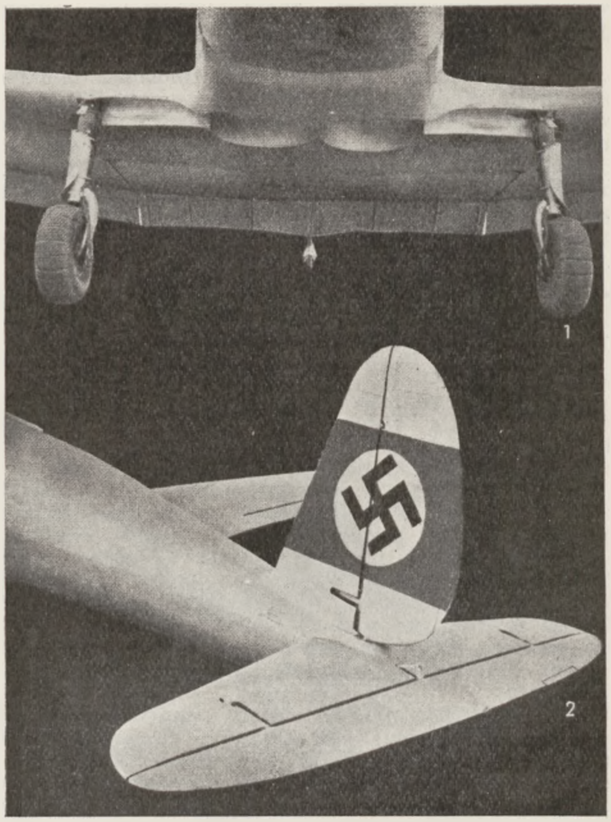
Podwozie stałe, jednogoleniowe, z amortyzatorem olejo-powietrznym, zamocowane do środkowej części płata. Koła z hamulcami różnicowymi. Kółko ogonowe osadzone obrotowo.

Silnik Gipsy Major lub PZInż Major 130 KM.



Fot. firmowa





Fot. firmowa

Charakterystyki

Ciężar w locie	900 kg	V max	252 km/godz
Ciężar własny	580 kg	V podr	220 km/godz
Powierzchnia	11,9 m²	V min	80 km/godz
Obciążenie na m²	75,6 kg/m²	zasięg	900 km
Obciążenie na KM	6,9 kg/KM		
Wydłużenie	7,9		

Charakterystyczną cechą samolotu jest nacisk, jaki konstruktor położył na stronę użytkową: małą szybkość lądowania (krokodyle, skrzela) i łatwość manewrowania na ziemi (różnicowe hamulce, kółko ogonowe).

Arado Ar 79

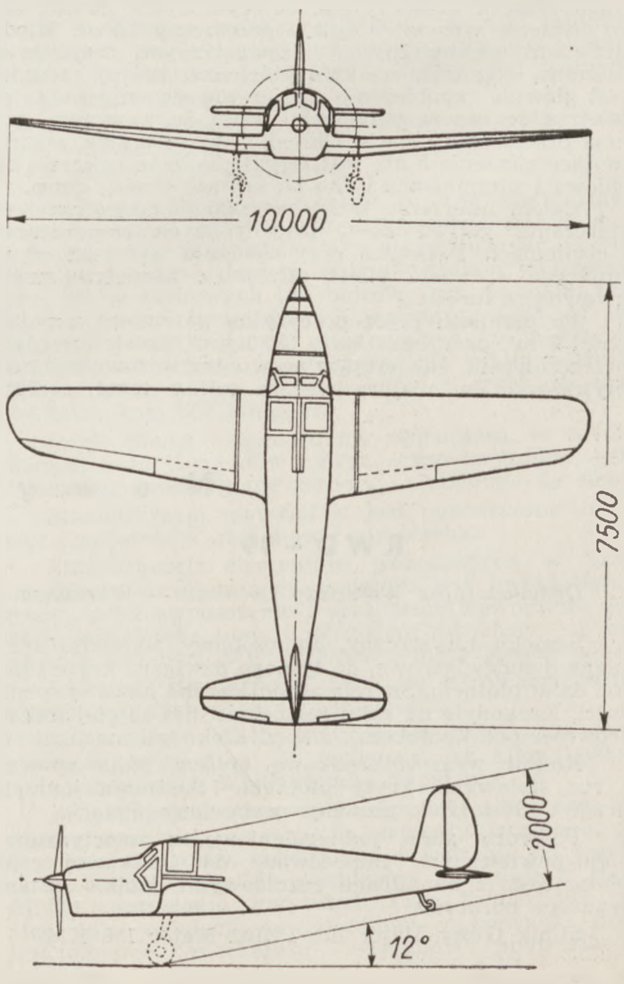
Arado Flugzeugwerke G. m. b. H. Babelsberg — Berlin

Samolot turystyczny, dwuosobowy. Skrzydło jednodźwigarowe z kesonem przednim, pracującym na skręcanie, kryte płótnem i częściowo sklejką, mocowane do środkowej części płata za pomocą trzech sworzni. Lotki szczelinowe typu Frize, opuszczane wraz z krokodylami, metalowe kryte płótnem; krokodyle na całej rozpiętości nie objętej lotkami (również pod kadłubem).

Kadłub w przedniej części (z kabiną włącznie) z rur stalowych, dalej z lekkiego metalu. Siedzenia obok siebie. Statecznik poziomy nastawiany na ziemi i statecznik pionowy, stanowiący jedną całość z kadłubem — całkowicie metalowe. Stery metalowe kryte płótnem. Ster wysokości niedzielony, napędzany za pomocą jednej dźwigni, zaopatrzony w dwie nastawne w locie klapki Flettnera.

Podwozie chowane hydraulicznie (rozstaw kół 2 m) z hamulcami. Kółko ogonowe osadzone obrotowo.

Silnik Hirh HM 504 A2, rzędowy chłodzony powietrzem o mocy 105 KM. W wersji normalnej samolot zabiera w dwóch zbiornikach pod bagażnikiem (za kabiną) 120 l paliwa. Zużycie około 11 litrów na 100 km.



Charakterystyki

Ciężar w locie	800 kg	V max	230 km/godz
Ciężar własny	526 kg	V podr	205 km/godz
Powierzchnia	14 m²	V min	68 km/godz
Obciążenie na m²	57 kg/m²	Wznosz. na 1000 m	3,5 min
Obciążenie na KM	7,6 kg/KM	Pułap prakt.	5300 m
Wydłużenie	7,15	Zasięg	1025 km

W ostatnich dniach grudnia 1938 r. załoga Pułkowski — Jenett zdobyła na samolocie Arado Ar 79 międzynarodowy rekord odległości w klasie C, kategorii 3 (pojemność 2 do 4 litrów), wynoszący około 6400 km (poprzedni rekord należał do mjr. Ambrusza — samolot Tatra 101, silnik Hirth HM 504 — i wynosił 4175.431 km). Lot trwał 40 godz (średnia szybkość około 160 km/godz) i był jednym z etapów raidu „nad czterema kontynentami" na trasie: Brandenburg — Brindisi — Bengasi — Gaya (etap rekordowy) — Bangkog — Medan — Soerabaja — Port Darwin — Sydney; razem około 20.000 km).

Alvis-Leonides

Alvis Ltd., Anglia

Firma Alvis wypuściła na rynek nowy silnik gwiazdowy Leonides, o którym były już wzmianki w prasie z racji jego homologacji. Jest to silnik 9-cylindrowy, wzorowany na konstrukcji firmy Gnome-Rhône, charakterystyczny wysokimi obrotami. Cylindry są azotowane, głowica ze stopu Y, tłoki kute glinowe. Zapłon podwójny ekranowany B. T. H. Gaźnik górnossący (dolny) dwugardzielowy z samoczynnym regulatorem ciśnienia ładowania i z podgrzewaniem wlotu olejem. Przekładnia sprężarki 6,5 : 1. Napęd akcesorii może być albo zmontowany na tylnej pokrywie albo napędzany na odległość. Jeśli skrzynka napędu akcesorii jest zmontowana na silniku, mogą wówczas być użyte następujące akcesoria: pompa paliwa, rozrusznik Rotax 24 Volt, sprężarka B. T. H., pompa olejowa Lockheed, dwie pompy próżniowe Rotax B2A i napęd licznika obrotów.

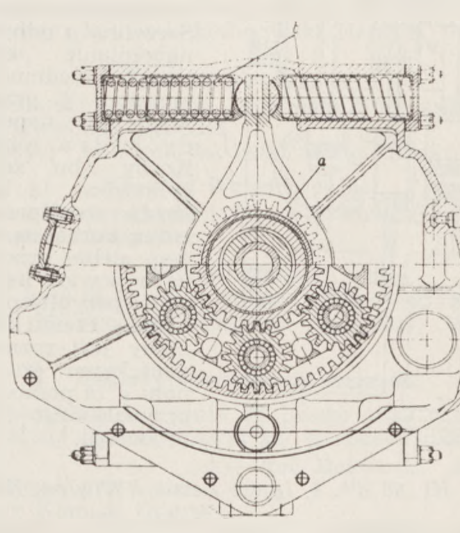
Dane charakterystyczne i wyczyny

Średnica, skok, pojemność	122 mm, 112 mm, 11,78 l
Stopień sprężania	6,3 : 1
Moc, obroty, ciśnienie, wysokość—nominalne	420/441 KM, 3000 obr/min, 210 gr/cm², 2500 m
Moc, obroty, ciśnienie, wysokość—maksymalne	451 KM, 3100 obr/min, 210 gr/cm², 2670 m
Moc, obroty, ciśnienie — startowe	436/453 KM, 3000 obr/min, 352 gr/cm²
Zużycie paliwa przelotowe	236 gr/KMgodz
Zużycie oleju	1,7 — 2,4 l/godz
Ciężar suchego silnika	321 kg

Argus A. S. 410

Argus Motoren Gesellschaft, Niemcy

Fotografia i dane, dotyczące tego silnika zostały podane w sprawozdaniu z XVI Międzynarodowego Salonu Lotniczego w Paryżu, zamieszczonym w poprzednim zeszycie „Techniki Lotniczej", tu zaś ograniczymy się jedynie do podania przekroju interesującego reduktora satelitowego o zazębieniu czołowym z tłumikiem drgań; widoczny z przekroju sposób pracy nie wymaga komentarzy. Silnik ten był homologowany i przebył 200-godzinną próbę, w tym 10 godzin pracy na mocy startowej 450 KM.



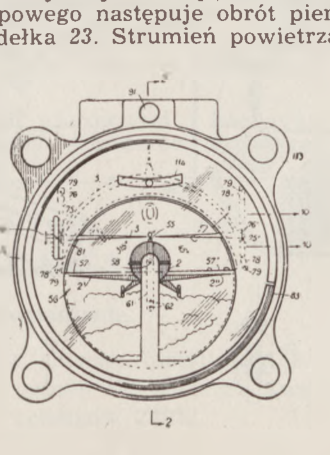
Patenty

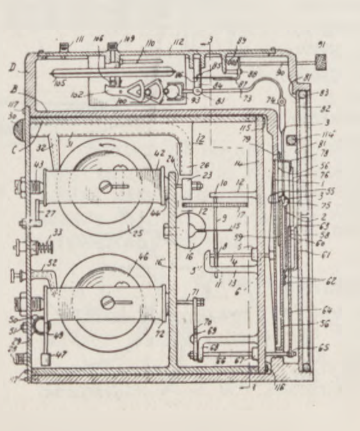
Nr 27427 Kl. 42 c, 35/01. Carl Joseph Crane (Patterson Field, Fairfield, Ohio, USA).

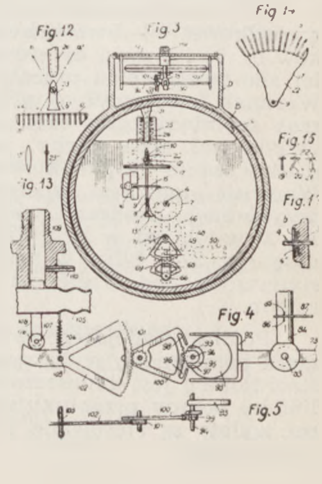
Zgłoszono 4.III. 1936 r. Udzielono 31.X. 38 r.

Przyrząd wskaźnikowy, umożliwiający prawidłowe kierowanie samolotem podczas lotu ślepego.

Jest to przyrząd wskaźnikowy, zawierający w jednym polu widzenia wskaźniki zwrotów, pochyleń, oraz wznoszenia lub opadania. Wskaźnik zwrotów *1* jest umocowany na wałku *4*, którego napęd odbywa się wiatraczkiem *17* za pośrednictwem przekładni ślimakowej *7* i *8*. Do osi *24* pierścienia *42* żyroskopu przymocowane jest skrzydełko *23*. Gdy samolot wykonywa skręt, na skutek znanego działania żyroskopowego następuje obrót pierścienia *42*, a więc i skrzydełka *23*. Strumień powietrza, wypływający stale z dyszy *26* na skrzydełko *23*, zostaje odchylony i powoduje obrót wiatraczka *17*, hamowanego elektromagnetycznym hamulcem (tarcza *15* w szczelinie między biegunami magnesu *16*). Szybkość obrotu wiatraczka uzależniona jest od stopnia pochylenia skrzydełka *23*, przy czym całkowity kąt obrotu jest zasadniczo proporcjonalny do stopnia zwrotu samolotu. Strumień powietrza, służący do napędu wiatraczka i wirników żyroskopów uzyskuje się dzięki wysysaniu powietrza przewodem *28*. Zawór dławiący *33* reguluje podciśnienie w osłonie. Wskaźnik pochyleń *2* osadzony jest na wałku *58*, którego napęd odbywa się przez zespół żyroskopu *46* z wahadłem *47* za pośrednictwem wycinków zębatych *69* i *70* oraz kół zębatych *63* i *65* i łańcucha *64*. Żyroskop *46* posiada ruchy tłumione jednym ze znanych sposobów. Wskaźnik wznoszenia lub opadania jest sprzężony z wariometrem (puszka aneroidowa *105*). W zależności do tego, czy samolot wznosi







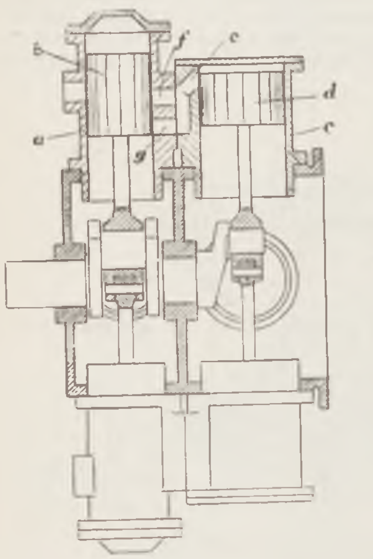
się czy opada, „linijka horyzontu“ *3''* przesuwa się do dołu lub do góry, tak jak w czasie lotu z widocznością przesuwa się rzeczywista linia horyzontu względem maski samolotu. Linijka horyzontu zawieszona jest na czopie *74* i prowadzona w prowadnicach *76* i *76'*. Skala *80* podaje szybkość ruchu pionowego. Przyrząd posiada dodatkowy chyłomierz poprzeczny *114*. Na rysunku podano widok z przodu, przekrój podłużny oraz szczegóły napędu wskaźników.

Nr 27617. Kl. 46 a¹, 3 03. Ignaz Zeissl (Wiedeń, Niemcy).

Zgłoszono 24.X.1936 r. Udzielono 23.XI.1938 r. Pierwszeństwo 24.X.1935 r. (Austria).

Gwiazdowy dwusuwowy silnik spalinowy z tłokową pompą przedmuchową.

Jest to dwusuwowy silnik gwiazdowo-rzędowy, w którym jedną gwiazdę tworzą cylindry robocze, a drugą — pompy przedmuchowe. Tłok *b* cylindra roboczego *a* rozrządza wlotem i wylotem powietrza z cylindra przedmuchowego *c*. Szczeliną *g* odbywa się napełnianie cylindra pompy przedmuchowej, szczeliną *f* przepłukiwanie i napełnianie cylindra roboczego. Korby obu zespołów cylindrów (z których każdy współpracuje z jedną korbą) są względem siebie przestawione o pewien kąt, równy w przybliżeniu 120°, dzięki czemu zapewniony jest rozrząd we właściwym czasie kanału *e* za pomocą tłoka przynależnego cylindra roboczego.



Nr 27626. Kl. 46 a¹¹, 4. Ignaz Zeissl, (Wiedeń, Niemcy).

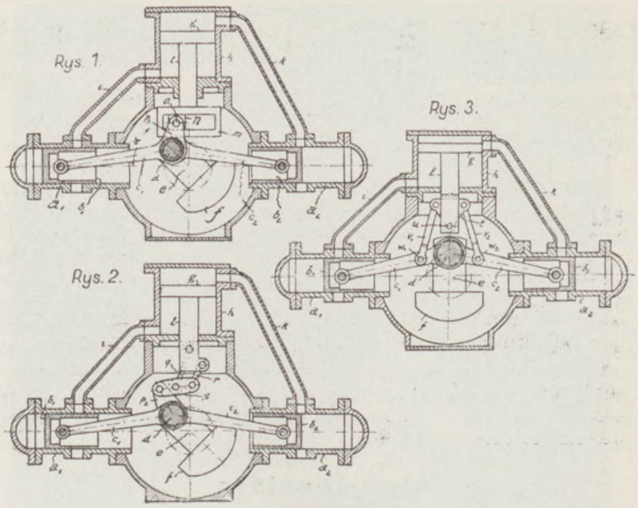
Zgłoszono 12.VI.1937 r. Udzielono 23.XI.1938 r. Pierwszeństwo 20.VI.1936 r. (Austria).

Urządzenie do równoważenia sił bezwładności ruchomych mas dwusuwowego silnika spalinowego z przeciwległymi tłokami w oddzielnych cylindrach.

Przedmiotem wynalazku jest urządzenie, pozwalające wyważyć siły bezwładności w dwusuwowym silniku spalinowym z przeciwległymi tłokami w oddzielnych cylindrach, znamienne tym, że składa się z jednej przeciwwagi *f*, osadzonej na wale silnika, oraz jednej, prostopadle do osi cylindrów prowadzonej, masy pomocniczej w postaci tłoka *g*, tak połączonej z korbą wału silnika, że tłok ten wykonywa harmoniczny lub w przybliżeniu harmoniczny postępowo-zwrotny ruch.

Przy zupełnym zrównoważeniu wypadkowa sił bezwładności tłoków b_1, b_2 i *g* musi być równa stałej sile masowej od przeciwwagi *f*. Warunek ten może być tylko wówczas spełniony, gdy tłok *g* będzie wykonywał takie ruchy, jak przy nieskończenie długim korbowodzie. Warunek ten jest spełniony w przykładach urządzenia według rys. 1 i 3; natomiast w przykładzie podług rys. 2 — tylko w stopniu dostatecznym pod względem praktycznym.

Podług niniejszego wynalazku masa pomocnicza, wykonana w postaci tłoka *g* jest umieszczona w cylindrze pompy przepłukującej, której wyloty są sterowane przez odnośne tłoki.



Nr 27656. Kl. 62 c, 13 01. Aeroplanes Morane Saulnier — Societe Anonyme de Constructions Aeronatiques (Puteaux, Francja).

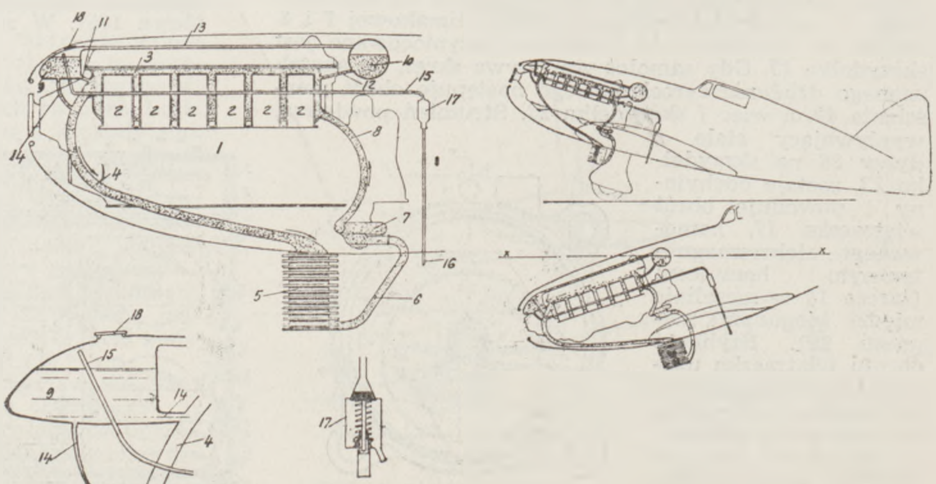
Zgłoszono 23.XII.1936 r. Udzielono 30.XI 1938 r. Pierwszeństwo 27.XII.1935 r. (Francja).

Urządzenie chłodnicze do silników lotniczych przy zastosowaniu cieczy jako czynnika chłodzącego.

Przedmiotem wynalazku jest urządzenie chłodnicze dla silników lotniczych, chłodzonych cieczą, zapewniające stałą obecność płynu chłodzącego we wszystkich częściach silnika, niezależnie od położenia samolotu. Układ chłodniczy zawiera dwa zbiorniki zasilające *9* i *10*, z których jeden jest umieszczony z przodu, a drugi z tyłu bloku cylindrów, przy tym zbiorniki te nie wystają poza najwyższy punkt silnika (w linii lotu). Oba zbiorniki połączone są ze sobą u góry rurką *13*, dolną natomiast częścią łączą się przewodami *11* i *12* z górną częścią komory wodnej cylindrów. Zbiornik przedni jest połączony z przewodem *4* dodatkowym przewodem *14*.

Połączenie układu krążenia z powietrzem otaczającym uzyskane jest za pomocą rurki *15*, prowadzącej od górnej części przedniego zbiornika i biegnącej w tył silnika do wylotu *16*. Rurka *15* posiada zawór *17*, otwierający się na zewnątrz pod określonym ciśnieniem. Takie rozwiązanie pozostaje w związku z tym, że intensywne parowanie wody i powstawanie nadciśnienia zachodzi przede wszystkim podczas startu. Wylot przewodu *15* jest poniżej silnika i chłodnicy, aby umożliwić lot na plecach bez obawy straty cieczy.

Dla uniknięcia zgniecenia układu, jeżeli ciśnienie wewnątrz układu obniży się poniżej zewnętrznego. przewidziany jest zawór *18*, otwierający się ku wewnątrz. Zawór ten może być umieszczony w korku, służącym do napełniania zespołu narządów chłodniczych.



ZWIĄZEK POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Adres: Al. Szucha 4 m. 66 telefon 705-13 Konto PKO Nr 25.545

GODZINY URZĘDOWANIA:

Prezes: środy 18-19
Sekretarz: środy 18-19, piątki 19-20
Skarbnik: czwartki 18-20

Sekretariat i czytelnia czasopism czynne codziennie z wyjątkiem dni świątecznych, śród i sobót w godzinach 18-20

Dni klubowe — czwartki od 18-ej

ŚP. INŻ. JAN STANISŁAW SZYLLER



Urodzony w Granicy w roku 1890, ukończył szkołę średnią w Sosnowcu, studia wyższe rozpoczął w 1912 roku na Wydziale Elektrycznym Politechniki w Leodium. Internowany w 1914 r. wraz z innymi studentami Polakami przez Niemców, przebył dwuletnią niewolę, która wpłynęła na Jego zdrowie i nastrój. Po powrocie do kraju w 1917 r. podejmuje studia na Politechnice Warszawskiej. W 1920 r. wstępuje do artylerii i przez cały czas działań wojennych pełni służbę na froncie. Dalsze studia prowadzi z dużymi przerwami, walcząc z trudnościami materialnymi.

Po ukończeniu w 1928 r. Wydziału Mechanicznego Politechniki Warszawskiej pracuje w Podlaskiej Wytwórni Samolotów kolejno, jako konstruktor, jako zastępca Kierownika Kontroli fabrycznej i jako Kierownik Warsztatu Studium. Po krótkiej pracy w Warsztatach Portowych Marynarki Wojennej w Pińsku przechodzi do Kierownictwa Zaopatrzenia Lotnictwa, gdzie pozostaje do końca życia.

W ostatnich latach zamiłowanie do sztuki skłoniło Go do rozpoczęcia studiów na Wydziale Architektury.

Poza tym bierze udział w życiu społecznym, pracując ostatnio w Kole Wychowanków Politechniki Warszawskiej przy Stowarzyszeniu Techników.

Osłabione ciężkimi przejściami zdrowie zawiodło ostatecznie po przebytej już — jak się zdawało — grypie.

Był człowiekiem cichym, pracowitym i niezwykle prawym, a pomimo trudnych warunków życiowych odznaczał się pogodą ducha.

Cześć Jego pamięci!

Komunikat Nr 3/39

1. Walne Zgromadzenie.

Dnia 12 lutego 1939 r. w gmachu Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie odbyło się doroczne Zwyczajne Walne Zgromadzenie członków ZPIL.

2. Władze Związku.

Na Walnym Zgromadzeniu dnia 12 lutego 1939 r. zostały wybrane nowe władze ZPIL w składzie następującym:

Zarząd:

Prezes: kol. Bukowski Jerzy.

Członkowie: kol. kol. Bełkowski Jerzy, Dostatni Wojciech, Pankratz Wilhelm, Prauss Stanisław, Ratajski Ziemowit, Romicki Romuald.

Zastępcy: kol. kol. Malinowski Henryk, Piątkowski Stanisław.

Komisja Rewizyjna:

Członkowie: kol. kol. Dudziński Stanisław, Dulęba Leszek, Kwaśniak Leopold.

Zastępcy: kol. kol. Jacuński Julian, Kosko Eryk.

Komisja Weryfikacyjna:

Kol. kol. Gizaczyński Henryk, Pawlikowski Józef, Szyszkowski Aleksander.

Sąd Koleżeński:

Kol. kol. Makowski Wacław, Olszewski Stanisław, Pęczalski Mieczysław, Rogalski Stanisław, Wewiórski Janusz.

3. Ukonstytuowanie się Zarządu.

Na posiedzeniu z dnia 15 lutego 1939 r. nowowybrany Zarząd ukonstytuował się w sposób następujący:

Prezes:	— kol.	Bukowski Jerzy
I Wiceprezes, przewodniczący Komisji Odczytowej	— „	Prauss Stanisław
II Wiceprezes, przewodniczący Komisji Wydawniczej	— „	Bełkowski Jerzy
Sekretarz	— „	Dostatni Wojciech
Z-ca Sekretarza	— „	Ratajski Ziemowit
Skarbnik	— „	Romicki Romuald
Gospodarz	— „	Pankratz Wilhelm
Zastępcy:	— „	Malinowski Henryk
	— „	Piątkowski Stanisław

4. Nowoprzyjęci członkowie:

Inż. Dąbrowski Zygmunt Zdzisław — Warszawa.
Inż. Dyrgałła Ryszard — Warszawa.
Mjr pil. inż. Gosiewski Antoni — Warszawa.
Inż. Gubrynowiczowa Maria Janina — Warszawa.
Inż. Kuczewski Stanisław — Warszawa.
Inż. Mogilnicki Marian Stanisław — Warszawa.
Inż. Roth Wiktor — Warszawa.
Inż. Samolewicz Janusz Jerzy — Warszawa.
Inż. Szpręglewska Wiktoria — Warszawa.
Inż. Wiśnicki Bolesław Paweł — Lublin.

5. Zatwierdzenie statutu.

Statut ZPIL ze zmianą § 8, uchwalonego przez Nadzwyczajne Walne Zgromadzenie dnia 25 kwietnia 1937 r. został zatwierdzony przez Komisariat Rządu m. st. Warszawy. Statut w nowym brzmieniu został wydrukowany i rozesłany członkom.

6. Odwołanie balu inżynierskiego.

Bal Inżynierski, który miał się odbyć dnia 11 lutego b. r. został odwołany.

Za Zarząd

Sekretarz *(—) W. Dostatni.* Prezes *(—) J. Bukowski.*

Zebrania odczytowe

Zagadnienie modyfikacji ustawy patentowej z punktu widzenia interesów lotnictwa, wygłosił dnia 3 lutego 1939 r. inż. Stefan Rybiński.

W pierwszej części odczytu, prelegent omówił niektóre podstawowe zagadnienia z dziedziny ustawodawstwa patentowego.

Ustawy patentowe ani w Polsce, ani zagranicą nie definiują, co to jest wynalazek. Przyjęło się nazywać wynalazkiem całkowite rozwiązanie techniczne zagadnienia, możliwe do zastosowania w praktyce i ujawniające inwencję twórczą, oraz dążność do postępu technicznego.

Wzorem, według art. 81 obowiązującej dotychczas Ustawy, nazywa się nowa postać przedmiotu, występująca w konstrukcji, materiale, barwie i rysunku. Jeżeli nowość postaci ma na celu podniesienie pożytku, wzór nazywa się użytkowym, jeżeli zmierza do celów artystycznych — nazywa się wzorem zdobniczym. W dotychczasowej praktyce patentowej pojęcia wynalazku i wzoru nie dają się ściśle odgraniczyć.

Patenty są czterech rodzajów: zwykłe, dodatkowe, zależne i tajne.

Patent zwykły jest dokumentem, który uzyskuje wynalazca celem wyłącznego korzystania z wynalazku w sposób przemysłowy i handlowy.

Patent dodatkowy może uzyskać tylko właściciel już istniejącego patentu na uzupełnienie lub ulepszenie swego wynalazku. Opłaty, związane z nim, są niewielkie.

Patenty lub wzory zależne są udzielane wtedy, gdy wkraczają w zakres patentu lub wzoru już istniejącego. Produkować podług nich można tylko na zasadzie licencji właściciela pierwotnego patentu lub wzoru. W razie niemożności uzyskania licencji, może ją udzielić przymusowo Wydział Spraw Spornych Urz. Pat.

Patenty tajne są udzielane na żądanie Min. Spr. Wojsk. na wynalazki związane z obroną kraju.

O ile badanie wynalazku doprowadzi do udzielenia patentu przez Urząd Patentowy, wynalazca otrzymuje dokument patentowy wraz z drukiem patentowym, składającym się z opisu, ilustrowanego zwykle rysunkiem, oraz t.zw. zastrzeżeń patentowych. Te ostatnie ujmują zwięźle w sposób jasny i ścisły cechę znamienną wynalazku, stanowiącą jego istotną nowość. Urzędy Patentowe ze względu na interes ogółu, starają się w zastrzeżeniach patentowych dać wynalazcy tylko to, co stanowi przedmiot rzeczywistego wynalazku. Zgłaszający zaś ze względów konkurencyjnych układa (często przy pomocy rzeczników patentowych) zastrzeżenia w ten sposób, że nie ujawniają one istotnej treści wynalazku, aby w razie pojawienia się podobnego przedmiotu na rynku, można było na podstawie patentu uniemożliwić produkcję takiego artykułu. Zgłaszający stara się nie zdradzić istoty sposobu produkcji ani właściwej konstrukcji. Powstaje w ten sposób kolizja interesów jednostki i ogółu, którą usuwa Urząd Patentowy przez nadanie ostatecznego brzmienia zastrzeżeniom.

Art. 13 dotychczasowej Ustawy chroni teoretycznie przemysł krajowy przed blokowaniem wytwórczości krajowej przez przemysł zagraniczny w postaci przymusu wykonywania wynalazku w rozciągłości niezbędnej do zaspokojenia rynku. Urząd Patentowy może po upływie 5 lat umorzyć patent. Nie było to jednak prawie wcale praktykowane, a przemysł krajowy był krępowany nabytymi na terenie Polski prawami z ochrony patentu przez przemysł zagraniczny. W dwóch tylko wypadkach udzielono przymusowej licencji.

Przechodząc do zagadnienia nowelizacji Ustawy, prelegent stwierdził, że dotychczasowa Ustawa posiada artykuły o brzmieniu zbyt ramowym, których interpretacja może być różna i trzeba czekać na orzecznictwo Wydziału Spraw Spornych, Wydziału Odwoławczego lub Najwyższego Trybunału Administracyjnego. Układ artykułów jest nieprzejrzysty, o tych samych rzeczach mówi się w kilku miejscach Ustawy, a pomijając już nawet merytoryczne braki, jest ona dla użytkowników w zastosowaniu niekorzystna.

W związku z tym organizacje inżynierskie i NOI wystąpiły z szeregiem postulatów. Punktem wyjścia było to, że przesadna ochrona patentów jest poważnym hamulcem postępu gospodarczego i środkiem uzależnienia gospodarki narodowej od zagranicy, z drugiej strony ustawodawstwo patentowe powinno godzić zasadę ochrony praw wynalazcy z interesami gospodarczymi kraju, przy równoczesnym dotrzymaniu zaciągniętych zobowiązań międzynarodowych.

W tym samym mniej więcej czasie Urząd Patentowy przystąpił do pracy nad modyfikacją obowiązującej obecnie Ustawy, która została na nowo przepracowana. Projekt Urz. Pat. (przy udziale przedstawicieli związków inżynierskich) był rozpatrywany przez specjalną komisję, powołaną przez Ministra Przemysłu i Handlu, która naogół uwzględniła w projekcie postulaty przemysłu i złożyła je do opracowania pod względem prawnym Komisji Kodyfikacyjnej, która swych prac jeszcze nie zakończyła.

Prelegent rozpatrzył następnie postulaty, interesujące z punktu widzenia lotnictwa, wraz z omówieniem ogólnych danych co do stanu prac w Komisji Kodyfikacyjnej nad tymi zagadnieniami:

1. Urząd Patentowy winien mieć obowiązek przeprowadzania badań nowości zgłoszeń patentowych jak najdokładniej, oraz prawo żądania w wypadkach wątpliwych doświadczalnego stwierdzenia prawdziwości faktów, podanych w zgłoszeniu.

Z zestawienia art. 3 i 39 obecnej Ustawy wynika, że mogą być w Polsce udzielane patenty na rzeczy nie nowe. Skutkiem tego patent polski posiada nieznaczną wartość sprzedażną, o ile nie jest poparty przez analogiczny patent kraju, w którym obowiązuje badanie nowości. Badanie nowości zgłoszeń wynalazków przewidziane jest prawem między innymi w Anglii, Australii, Czechosłowacji, Danii, Holandii, Japonii, Niemczech (Austrii), Norwegii, U.S.A., Szwecji i innych.

Punkt ten nie został jeszcze rozpatrzony; nasuwa zaś wątpliwości, czy, ze względu na duże koszta i niezbędny sztab specjalistów, będzie mógł obowiązywać Urz. Pat.

2. Winno być wyraźnie zaakcentowane, że patent ważny można otrzymać tylko na wynalazek, to jest na rozwiązanie zadania technicznego, zawierające myśl twórczą, przy czym Ustawa powinna dawać wytyczne, kiedy zgłoszenie należy traktować jako patent, a kiedy jako wzór.

Komisja Kodyfikacyjna uznała, że rozgraniczenie takie pod względem prawnym jest niemożliwe.

3. Zgłoszenia patentowe powinny być wykładane do wiadomości publicznej na przeciąg 2 miesięcy po wstępnym badaniu przez Urz. Pat. dla umożliwienia składania sprzeciwów. Wnoszący sprzeciw (umotywowany na piśmie i poparty dowodami) nie występuje jako strona procesowa, lecz jako dobrowolny informator.

Punktu tego nie rozpatrywano jeszcze.

4. Niejasność w określeniu przeszkód nowości powinna być usunięta. Dotyczy to punktu 2 art. 3 Prawa Patentowego, podającego definicję, kiedy wynalazek należy uważać za nowy.

Z zagadnieniem tym łączy się ściśle sprawa zgłoszenia wynalazku na rzecz produkowaną już przez przemysł wojskowy. Ze względu na niedostępność dla szerszego ogółu, fakt produkowania w ramach przemysłu wojskowego nie stanowi obecnie przeszkody do udzielenia patentu. Natomiast ta sama rzecz, używana np. w lotnictwie cywilnym, stanowi już przeszkodę do udzielenia patentu — bo teoretycznie jest dostępna dla każdego.

Postulat ten nie był jeszcze rozpatrywany.

5. Ważność patentu powinna się liczyć od daty najwcześniejszego pierwszeństwa, przysługującego zgłoszeniu wynalazku. Okres ochrony jest liczony od chwili zgłoszenia dla wynalazków krajowych, a od daty pierwszeństwa dla zagranicznych. Liczenie natomiast ustawowego okresu trwania ważności patentu od chwili udzielenia patentu, prowadzi do świadomego przedłużania procedury przez zgłaszającego, zwłaszcza, że opłaty wnoszone są przez wynalazcę dopiero od czasu udzielenia patentu.

Jako przykład anormalii przytoczyć można patent Junkersa Nr 4789 na jednopłatowiec wolnonośny, którego ważność trwania rozciąga się w Polsce do kwietnia 1941 r., pomimo, że w Niemczech patent ten wy-

gasł już w 1935 r. (patent zgłoszono w Urz. Pat. R. P. 29. III. 1921 r., a udzielono 27. IV. 1926 r.).

Komisja przyjęła już liczenie ważności patentu na lat 15 od dnia jego zgłoszenia.

6. Prawo wnoszenia skargi o unieważnienie winno pozostać jak dotąd nieograniczone w czasie (w Niemczech ten czas ograniczony jest od lat 5). Podstawą skargi o unieważnienie patentu może być jeden z następujących powodów: brak cech wynalazku (mimo, że nie będzie w Ustawie wytycznych, co należy uważać za wynalazek!), wprowadzenie w błąd Urzędu Patentowego, co do osoby wynalazcy, rozbieżność przedmiotu lub zakresu ochrony patentu z pierwotnym zgłoszeniem zagranicznym, którego pierwszeństwo zostało danemu patentowi przyznane i inne.

7. Prawa „używacza uprzedniego" nie powinny być ograniczone do rozciągłości, odpowiadającej zakresowi stosowania wynalazku w chwili jego zgłoszenia. Prawo „używacza pierwotnego" zostało obecnie rozszerzone na „zdolność wytwórczą" danego zakładu przemysłowego.

8. Zagadnienie umarzania patentu wskutek nie wykonywania, Komisja Kodyfikacyjna rozstrzygnęła w tym sensie, że po 2 latach niewykonywania patentu, Urząd Pat. sam bada sprawę, bez skargi osoby trzeciej i gdy niema usprawiedliwionych powodów, ogłasza licencję przymusową, oddawaną krajowemu przedsiębiorcy. Jeżeli i ten w ciągu 3 lat nie wykonywa go — to Urz. Pat. umarza patent.

9. Postulat, wymierzony przeciw nadużyciom przy odstępowaniu licencji, zwłaszcza t.zw. „murzyńskich licencji", został całkowicie przyjęty przez Komisję.

10. Wystawienie przedmiotu jakiegoś na wystawach międzynarodowych, winno być przeszkodą do uzyskania w Polsce na ten przedmiot patentu, względnie wzoru. Przeszkodą do uzyskania ochrony winien być nie tylko katalog, ale i inny dowód rzeczowy, jak np. sam przedmiot wystawiony.

Punkt ten w Komisji przeszedł całkowicie.

11. Do orzekania w sprawach patentowych winny być powołane sądy specjalne, kompletowane z sędziów, wprowadzonych w sprawy patentowe, posiadających do pomocy fachowych biegłych.

Punkt ten przeszedł tylko częściowo, gdyż Trybunał Patentowy, jaki powstanie na miejsce Wydziału Odwoławczego Urz. Pat., przejmie częściowo niektóre dziedziny od sądów.

12. Prezesem Urzędu Patentowego winien być inżynier, możliwie obeznany z przemysłem, radcami — inżynierowie z odpowiednią praktyką w danej gałęzi przemysłu.

Punkt ten nie był jeszcze rozpatrywany.

Nowa Ustawa zreformowała także art. 17 o prawach zgłaszania wynalazków przez osoby pracujące w fabrykach lub instytucjach. O ile pracownik nie będzie miał w umowie najmu „wyraźnej umowy", że jest zaangażowany do pracy przy wynalazkach, może wynalazek zgłaszać jako swój. Nie zostało natomiast sprecyzowane, czy praca wynalazcza dotyczy tylko obiektów, wytwarzanych przez daną wytwórnię, czy wszelkiej pracy badawczej.

Należy stwierdzić, że nowa Ustawa stanowi znaczny krok naprzód w porównaniu z dotychczasową z 22 III. 1928 r.

W dyskusji poruszone zostały następujące zagadnienia:

Inż. Mioduszewski zastanawia się nad obowiązkami, wynikającymi z przynależności do Konwencji Międzynarodowej. W postaci opłat za licencje wywozi się z Polski miliony złotych. Natomiast do Polski wpływy są prawdopodobnie znacznie mniejsze. Badanie nowości patentów w Niemczech umożliwione jest dzięki całemu sztabowi inżynierów (około 300), z których każdy ma powierzony wąski odcinek specjalności. Francja przyjęła zasadę rejestracji i podstawą orzeczenia sądu jest jedynie data rejestracji. Zorganizowanie u nas badania nowości związane byłoby z dużymi trudnościami tak pod względem finansowym, jak i ze względu na dobór sił fachowych.

Nie należy zapominać, że wynalazek dla techniki to synonim postępu. I dlatego zarówno Biuro Doradcze przy Urz. Pat., jak i instytucje naukowo-badawcze powinny w swym programie umieścić opiekę nad „rynkiem wynalazczym". My możemy poszczycić się wielkimi jednostkami, które miały możność rozwoju swej pracy wynalazczej dopiero za granicą.

Inż. Kosko zwraca uwagę na ujemny wpływ dodatkowych umów z pracownikami w wytwórniach państwowych, co wpływa zniechęcająco.

Inż. Prauss wyjaśnił, że nie wszystkie wytwórnie zawierają dodatkowe umowy, a wynalazca może być wspólnikiem.

Dyr. Seńkowski zapytuje o sumy, wpływające do kraju za sprzedane licencje polskie. Patent jako taki ma wartość tylko dla wielkich jednostek przemysłowych; jest wart, gdy za nim stoi pieniądz. Np. Tele-Radio nie może być groźne na gruncie międzynarodowym dla General Electrit lub A. E. G.

Inż. Łobanowski (SePeWe) stwierdza, że sumy z zagranicy nie są tak małe, gdyż nawet parę wytwórni sprzętu pomocniczego rozwinęło się dzięki sprzedaży licencji za granicą. W celu wyrównania niedociągnięć pracy Urz. Pat. proponuje stworzyć Radę Techniczną z przedstawicieli przemysłu i instytucji badawczych, wypowiadającą swe zdanie i broniącą interesów przemysłu.

Inż. Zieleniewski, naczelnik Urz. Pat., na zapytanie inż. Mioduszewskiego, czy możnaby ograniczyć czas trwania ważności patentu do czasu jego trwania w kraju macierzystym wyjaśnia, że byłoby to niemożliwe. Czas trwania musi być w danym kraju określony.

Na zakończenie prelegent oraz nacz. Zieleniewski udzielili następujących wyjaśnień:

Jeżeli chodzi o opiekę nad wynalazcami, to Tow. Popierania Wynalazczości upadło w Warszawie, wegetuje w Łodzi, a najlepiej utrzymuje się w Katowicach, gdzie otrzymało nawet subwencję od Urz. Pat. Za granicą wynalazki wartościowe wychodzą przede wszystkim z wielkich placówek przemysłowych i badawczych.

W odpowiedzi na pytania inż. Praussa i inż. Koski nacz. Zieleniewski wyjaśnił, że przesyłanie do M. S. Wojsk. zgłoszeń patentowych z dziedzin, dotyczących obronności kraju, ma charakter informacyjny, ze względu na umożliwienie ewentualnego nabycia i utajnienia przez wojsko, a nie opiniodawczy; w związku z tym przedstawiciele instytutów opiniodawczych nie są zapraszani na rozprawy odwoławcze.

Zagadnienie ewentualnego wyłamania się z Konwencji, łączyłoby się z szeregiem posunięć ogólnych na terenie polityki międzynarodowej, w warunkach istniejących, zupełnie nierealnych. Do Konwencji nie należy Z. S. S. R.

Jak sprawy patentowe są skomplikowane może świadczyć fakt, że w Niemczech do nowej Ustawy z 1936 r. wydano komentarz, interpretujący ją, na 600 stronach druku.

Na zapytanie inż. Koski, dlaczego nie ma podpisu ZPIL'u pod memoriałem związków inżynierskich, prelegent wyjaśnił, że ZPIL współpracował przy redagowaniu memoriału NOI w ramach Nacz. Org. Inż.

Reforma wyższych studiów lotniczych.

Sprawie tej poświęcono dwa zebrania dyskusyjne w dniach 27 stycznia i 6 lutego. Podstawą i punktem wyjściowym dyskusji były przedstawione przez inż. Challier wyniki dotychczasowych prac powołanej przez Zarząd ZPIL Komisji do Spraw Reformy Studiów. Wyrazem wielkiej uwagi, jaką Zarząd przywiązuje do tego zagadnienia, było wygłoszenie na ten temat przez inż. Challier w czasie Jubileuszowego Zjazdu ZPIL referatu, który ukazał się następnie w listopadowym numerze „Techniki Lotniczej" 1938 r.

W ożywionej dyskusji okazała się pewna rozbieżność zdań na temat metod dalszego postępowania przy realizacji reformy, jednak zgodnie podkreślono słuszność głównych tez referatu.

W wyniku dyskusji zebrani wypowiedzieli się całkowicie za utrzymaniem zasadniczych myśli tzn. kierunku, w jakim ma pójść reforma studiów lotniczych.

Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych

Sprawy wewnętrzne

Z dniem 1-szym stycznia 1939 roku przystąpiła na członka Zrzeszenia PPL firma Inż. W. Świątecki, Wytwórnia Wyrzutników do Bomb w Lublinie.

Komisja Normalizacyjna

Istniejąca przy Zrzeszeniu Komisja Lotnicza P.K.N. przedstawiła Polskiemu Komitetowi Normalizacyjnemu do zatwierdzenia i wydania następujące projekty norm:

L — 207 Blachy walcowane na gorąco.
L — 670 Końcówka przewodu nieekranowanego.
L — 675 Prądnice samolotowe. Kołnierz i trzon wałka.
L — 970 Cellony lotnicze.
L — 990 Nity o łbach kulistych.
L — 991 „ „ eliptycznych.
L — 992 „ „ płaskich.
L — 993 „ „ soczewkowych.
L — 1010 Pręty sześciokątne ciągnione. Stopy lekkie.
L — 1011 Druty. Stopy lekkie.
L — 1012 Kątowniki równoramienne. Stopy lekkie.
L — 770 Światła graniczne lotniskowe.
L — 1102 Drewno lotnicze. Odbiorcze met. badań drewna.
L — 751 Prądnice samolotowe.
L — 665 Nakrętka piasty śmigła do czopa stożkowego.
L — 666 Piasta śmigła do czopa stożkowego 20.
L — 667 „ „ „ „ 10.
L — 664 Czop piasty śmigła stożkowego.

Komisja Bezpieczeństwa Pracy

Rozwój akcji Bezpieczeństwa Pracy, prowadzonej przez Komisję Bezpieczeństwa Pracy przy Zrzeszeniu przedstawia się jak następuje:

W okresie półrocznym swego istnienia Komisja Bezpieczeństwa Pracy wprowadziła w wytwórniach członków, którzy przystąpili do tej akcji:

1. Stałe i regularne funkcjonowanie Kół Bezpieczeństwa Pracy.
2. Usystematyzowaną rejestrację wypadków i udzielanie pierwszej pomocy.
3. Wyposażenie personelu pracującego w osłony indywidualne, jak okulary, rękawice, obuwie i odzież.
4. Urządzenia techniczne zabezpieczające do obrabiarek i transportu wewnętrznego.
5. Zaopatrywanie w materiały propagujące akcję bezpieczeństwa pracy.

Oprócz tego Komisja nawiązała ścisłą współpracę ze Wzorcownią przy Muzeum Techniki i Przemysłu, z Instytutem Spraw Społecznych i redakcją „Higieny i Bezpieczeństwa Pracy".

Zorganizowano kursy dla robotników: „Pracy na pile tarczowej" i „Niesienia pierwszej pomocy w nieszczęśliwych wypadkach". Wprowadzono wycieczki do Wzorcowni i Muzeum Techniki i Przemysłu w celu podniesienia poziomu zainteresowań i wiedzy pomiędzy robotnikami.

Opracowano i wydano drukiem 3 karty bezpieczeństwa obsługi samolotu, silnika lotniczego i szybowca. Przystąpiono do opracowania norm pracy.

Jak wykazuje prowadzona w wytwórniach statystyka, akcja bezpieczeństwa pracy daje już pomyślne wyniki zarówno samemu przedsiębiorstwu, jak i pracującemu personelowi.

Patenty

Urząd Patentowy R. P. ogłosił w Nr Nr 11 i 12 1938 r. następujące patenty, wydane na wynalazki w zakresie lotnictwa:

Nr 27427. Carl Joseph Crane (Patterson Field, Fairfield, Ohio, Stany Zjednoczone Ameryki). Przyrząd wskaźnikowy umożliwiający prawidłowe kierowanie samolotem podczas lotu ślepego.

Nr 27371. Bendix Aviation Corporation (Chicago, Illinois, Stany Zjednoczone Ameryki). Urządzenie do oświetlania tarcz przyrządów wskaźnikowych.

Nr 27362. Robert Bosch Aktiengesellschaft (Stuttgart, Niemcy). Pędnia sprężysta do maszyn pomocniczych na pojazdach lub samolotach.

Nr 27538. Douglas George King Moss (Sanderstead, Wielka Brytania) i Harold Claude Peirce (Croydon, Wielka Brytania). Przyrząd giroskopowy.

Nr 27571 Eclipse Aviation Corporation (East Orange, New Jersey, Stany Zjednoczone Ameryki), Przyrząd giroskopowy do wskazywania położenia samolotu oraz kierunku jego lotu.

Nr 27586. Charles Edouard Pierre Gourdou (Saint-Mandé, Francja). Bomba lotnicza.

Nowe wydawnictwa

ŁOŻYSKA MASZYN WIRUJĄCYCH — Prof. dr inż. W. Korewa-Borowicz — str. 88, nakładem Komitetu Wydawniczego Podręczników Akademickich przy Min. W. R. i O. P., Warszawa 1938, skład główny w Kasie im. Mianowskiego.

Podręcznik obejmuje zagadnienia konstrukcyjne łożysk ciernych, oraz teorię tarcia łożysk smarowanych. Pod tytułem widnieje zastrzeżenie, że podręcznik zawiera „zestawienie rozwoju odnośnych prac badawczych oraz wyników według stanu 1935 r." Zastrzeżenie to zostało uczynione słusznie, gdyż inaczej zastanowiłby mocno czytelnika fakt, że pominięto w książce z roku 1938-go wyniki badań ostatnich trzech lat, które przyniosły poważny rozwój teorii tarcia. Smutny to objaw, że tak aktualny podręcznik musiał czekać aż trzy lata na wydanie, tak iż w chwili ukazania się jest już przestarzały! Wykład jest dobrze rozplanowany, podane są wszystkie najważniejsze dane, dotyczące tarcia w łożyskach w sposób prosty, przejrzysty i systematyczny. Dział literatury jest tu również bogaty i zawiera 48 cytat, sięgających niestety tylko do roku 1935. Szereg zadań szczegółowo rozwiązanych w tekście ułatwia znakomicie zrozumienie tego trudnego przedmiotu. Czytając jednak ten podręcznik nasuwa się szereg uwag natury terminologicznej. A więc przede wszystkim w całym dziele użyto terminu „oliwa" zamiast przyjętego (przynajmniej w lotnictwie) „olej" na oznaczenie olejów mineralnych. Na str. 30 czytamy, że materiał zostaje „zgęszczony" przez dociskanie do powierzchni obrabianego przedmiotu walca o polerowanej nadzwyczaj twardej powierzchni, co miało oznaczać oczywiście zgniot powierzchniowy materiału. Na str. 37 czytamy, że „ciepło ulatnia się" z łożyska, co miało prawdopodobnie oznaczać rozpraszanie się ciepła. Na str. 39 mowa jest o wodzie jako „medium chłodzącym", chociaż w termodynamice utarło się już od dawna pojęcie „czynnika" chłodzącego. Na str. 61 napotykamy „metaliczny dotyk" zamiast styku, oraz gruboziarnisty „przełom", który-to termin użyty został zamiast dziś utartego „złomu". Na str. 67 natrafiamy znów na temperaturę „zapłonięcia", a na str. 71, na „posuw osiowy", nie mający znaczenia nadawanego temu wyrazowi normalnie w obróbce, (jak np. posuw noża tokarki, czy posuw stołu obrabiarki), ale oznaczający w tym wypadku poprostu siłę osiową. Poza tym wprowadzono w całej książce terminy: łożyska „nośne" i łożyska „oporowe" co ma oznaczać łożyska promieniowe i osiowe. Znacznie zyskałaby całość dzieła, gdyby zostało ono wydane o dwa lata wcześniej, z uwzględnieniem terminologii przyjętej w technice polskiej. *J. N.*

187 Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Okólnik 10, tel. 644-59 i 592-40.

PAŃSTWOWE ZAKŁADY LOTNICZE

WYTWÓRNIA PŁATOWCÓW. WARSZAWA-OKĘCIE PALUCH, CENTR. TELEF. 4.00-60

WYTWÓRNIA SILNIKÓW. WARSZAWA-OKĘCIE, CENTRALA TELEFONICZNA 8.02-53



P Z L